Ф. А. ГОРБАЧЕВ
Е. А. МЕЛКОБРОДОВ

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

ОБОРОНГИЗ
1953

Ф. А. ГОРБАЧЕВ и Е. А. МЕЛКОБРОДОВ

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1953

В книге приводятся основы механических и электрических измерений в авиационных приборах, а также рассматриваются вопросы контроля работы силовой установки и методы пилотажно-навигационных измерений.

Книга предназначена в качестве учебного пособия по приборному оборудованию самолетов для среднего авиационного технического состава.

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
46	4 снизу	произведение 2	произведение 2 πn
113	7 »	на стрелке	стрелке
143	фиг. 107	Движение поля	Движение проводника
146	фиг. 108	—	Полюсы N и S поменять местами
195	7 сверху	при включенном	при выключенном
272	2 »	типа магнесин	типа автосин
407	8 »	трубка 7	трибка 7

Горбачев и Мелкобродов, Физические основы устройства и работы авиационных приборов

ВВЕДЕНИЕ

Развитие приборного оборудования самолета тесно связано с общим развитием авиационной техники и обусловлено необходимостью решения все более сложных задач, возникающих на исторических этапах развития авиации.

Современный самолет оборудован большим количеством приборов различного назначения, позволяющих полностью использовать его летно-тактические возможности. Можно с уверенностью сказать, что в настоящее время самый лучший летчик не мог бы решить ни одного более или менее сложного летного задания, не имея на борту самолета приборного оборудования. Приведем несколько примеров.

Продолжительность полета самолета определяется не только запасом топлива, но и тем, насколько рационально оно расходуется. Наиболее выгодный режим работы авиационного двигателя можно установить и поддерживать только при помощи приборов контроля работы силовой установки.

Наибольшая дальность полета связана не только с запасом топлива, режимом работы двигателя, определяющим скорость полета, но и с профилем полета,— отсюда вытекает необходимость в приборах, точно показывающих высоту полета.

Полет в сложных метеорологических условиях или ночью, когда не видны земные ориентиры, немыслим без приборов, показывающих положение самолета в воздухе и направление его полета.

Задача увеличения продолжительности полета не могла быть решена без облегчения физической нагрузки летчика. Это привело к созданию приборов автоматического пилотирования — автопилотов.

Точность бомбометания невозможно осуществить без строгого выдерживания высоты, скорости и курса полета, следовательно, необходимы приборы, точно показывающие эти величины.

Усложняющиеся условия полета требуют как увеличения числа приборов на самолете, так и совершенствования их тактико-технических данных, повышения их точности и эксплуатационной надежности. Например, увеличение высоты и скорости полета привело к необходимости заменить пневматические гироприборы электрическими. Необходимость повышения точности измерения диктуется стремлением полнее использовать все резервы современного самолета.

Устанавливая наиболее рациональные режимы работы двигателей и режимы полета, а также выдерживая направление полета, можно увеличить срок службы двигателей, сделать полет более экономичным, увеличить дальность, продолжительность и безопасность полета.

Отечественные авиационные конструкторы всегда придавали и придают большое значение приборному оборудованию самолета.

Первый в мире самолет, созданный гениальным русским изобретателем А. Ф. Можайским, имел на борту разнообразные приборы, в том числе указатель скорости, креномер и авиационный магнитный компас, специально разработанный для этого самолета русским ученым И. П. Колонгом.

Летопись развития авиации и воздухоплавания богата именами отечественных ученых и изобретателей, внесших неоценимый вклад в теорию и практику авиационного приборостроения.

Некоторые авиационные приборы были заимствованы из практики мореплавания. Мореплаватели с давних времен пользовались для определения курса корабля магнитными компасами, которые применяются и на самолетах до настоящего времени. Однако, если вблизи магнитного компаса будут находиться ферромагнитные массы, то в показания компаса вкрадываются значительные погрешности, которые могут быть неодинаковыми на различных курсах, так что практически компасом пользоваться становится невозможно. Впервые явление девиации, т. е. расхождение в показаниях магнитного компаса с действительным направлением магнитного поля Земли, было обнаружено русским адмиралом И. Ф. Крузенштерном в 1824 г. В дальнейшем изучением явления девиации, созданием и развитием ее теории занимались многие отечественные ученые. И. П. Колонг впервые в мире дал графическое решение задачи определения девиации на различных курсах; Герой Социалистического Труда, лауреат Сталинской премии академик Алексей Николаевич Крылов первый дал полное аналитическое решение задачи вычисления и уничтожения девиации на различных курсах, раскрыл теорию девиации высших порядков и установил выражение креновой девиации. Советские ученые П. А. Домогаров, Е. Е. Немчинов и др. внесли новый вклад в учение о девиации, а также в теорию и практику создания авиационных магнитных компасов.

С первых дней зарождения авиации и управляемого воздухоплавания у человека появилась мысль автоматизировать процессы управления полетом.

Гениальный русский ученый К. Э. Циолковский в 1898 г. в статье «Простое учение о воздушном корабле и его построение» предложил схему автопилота непрямого действия для продольной стабилизации дирижабля. Заслуга К. Э. Циолковского не только в том, что он в этом направлении намного опередил иностранных ученых, но и в том, что он предложил именно такую схему, которая является прообразом схем всех существующих ныне автопилотов. За границей впервые идеи автопилотов (вернее, стабилизаторов

положения самолета относительно поперечной или продольной оси) были предложены значительно позже — в 1910—1913 гг. (Сперри, Винветти, Клюзе), причем они были порочны, так как предлагалась схема автопилота прямого действия, у которого чувствительный элемент стабилизации непосредственно воздействует на рули управления самолетом. Эта схема не нашла практического применения на самолетах и вообще на летательных аппаратах.

Первые реальные конструкции автопилотов были созданы и практически применены на самолетах советскими конструкторами. В 30-х годах были созданы пневмогидравлические автопилоты АВП-1, АВП-3, АВП-10, АВП-12 и др. В дальнейшем эти автопилоты непрерывно совершенствовались; из автоматов, только стабилизирующих положение самолета, они превратились в автоматы, позволяющие управлять направлением, креном и высотой полета.

На современных самолетах применяются различные агрегатные приборы и системы для автоматического регулирования разнообразных процессов. Признанным основоположником теории автоматического регулирования является русский ученый И. А. Вышнеградский, опубликовавший в 1877 г. свои знаменитые работы «О регуляторах непрямого действия». В дальнейшем эта теория была развита Н. Е. Жуковским, А. М. Ляпуновым, А. Н. Крыловым, Б. В. Булгаковым и др.

Во многих авиационных приборах используется принцип гироскопа. Первые основы теории гироскопа были заложены знаменитым русским математиком С. В. Ковалевской в ее работе «О движении твердого тела» (1888 г.). По отзыву Н. Е. Жуковского эта исключительная по своей глубине работа «составляет главным образом ученую славу Софии Ковалевской». Математически строгая, стройная теория гироскопа была создана другим русским ученым П. А. Домогаровым в 1893 г. и изложена в его диссертации «О свободном гироскопе». Домогаров этой работой намного опередил заграничных ученых (в Германии теория гироскопа была разработана в начале нашего века, в Англии — в конце мировой войны 1914—1918 гг.). Дальнейшее развитие теории гироскопа осуществляется советскими учеными. Б. В. Булгаков создал ряд замечательных работ в области прикладной теории гироскопа. В 1933 г. Б. В. Булгаков и С. С. Тихменев создали теорию авиагоризонта с пневматической маятниковой коррекцией.

С ростом высоты, дальности и скорости полета самолета повышались требования к надежности и точности работы гироскопических приборов. Удовлетворение этих требований связано с необходимостью создания электрических гироприборов с радиальной коррекцией. К этому выводу впервые в мире пришли советские конструкторы и уже в 1936—1937 гг. создали полностью электрифицированные гироприборы с радиальной коррекцией. Такие приборы в США и Германии начали применяться только в 1939—1940 гг.

Для современного этапа развития авиационного приборостроения характерно широкое применение электрических приборов.

Необходимо отметить, что первые в мире приборы для измерения электричества были созданы величайшим русским ученым М. В. Ломоносовым около двухсот лет назад. Используя в авиационных приборах электродвигатели и генераторы постоянного и переменного тока, трансформаторы и реле, мы с уважением вспоминаем имена выдающихся русских электротехников Б. С. Якоби, М. О. Доливо-Добровольского, Э. Х. Ленца, П. Н. Яблочкова, П. Л. Шиллинга, давших миру эти крупнейшие изобретения.

Отечественным ученым принадлежит также первенство в разработке многих вопросов теории расчета и конструирования деталей и элементов авиационных приборов. Великий русский математик XIX века П. Л. Чебышев много работ посвятил вопросам теории механизмов. Впервые в истории техники Чебышев создал теорию и принципы конструирования шарнирных механизмов, широко применяемых ныне в авиационных приборах. Советские ученые Д. Ю. Панов и В. И. Феодосьев впервые исследовали деформацию гофрированных мембран, применяемых в авиационных приборах в качестве упругих чувствительных элементов, и установили функциональную зависимость величины прогиба гофрированной мембраны от действующего на нее давления. Прежний метод расчета — метод Гриффитца был пригоден только для плоских мембран.

В 1939 г. В. И. Феодосьев впервые в мире разработал строгую теорию и методику расчета трубчатых пружин и дал формулу, пригодную для инженерных расчетов, отличающуюся простотой и высокой точностью. Ранее пользовались методами голландского ученого Лоренца и японского Сунатани. Формулы этих ученых пригодны только для грубых приблизительных расчетов.

Создание малогабаритных магнитоэлектрических генераторов и логометров, широко применяемых в авиационных приборах, было бы невозможно без высококачественных ферромагнитных материалов. Советские ученые разработали первоклассные магнитнотвердые материалы — альни, альниси, альнико, магнико.

Можно было бы значительно продолжить перечень имен русских, советских ученых, конструкторов, инженеров и их открытий, изобретений, обогативших теорию и практику авиационного приборостроения. Многие из них удостоены высокого звания лауреатов Сталинской премии.

Созданное после Великой Октябрьской социалистической революции отечественное советское приборостроение идет в ногу с непрерывно развивающейся сталинской авиацией, обеспечивая первоклассными авиаприборами все растущие потребности во всех областях измерения и автоматического регулирования на самолете. Выращенные коммунистической партией талантливые советские конструкторы создают свои оригинальные образцы авиационных приборов, отличающиеся надежностью и отличными тактико-техническими данными и отвечающие высоким требованиям, предъявляемым к авиационным приборам.

Совершенно новые требования предъявляются сейчас к обслуживанию приборного оборудования. Его основой является широкое

применение контрольно-измерительной аппаратуры, систематическое наблюдение за точностью показаний авиационных приборов и своевременное принятие мер по восстановлению их технических параметров. Все больший объем знаний требуется для грамотной эксплуатации и обслуживания приборного оборудования самолета.

Основные термины и определения

Вопросы терминологии имеют существенное значение в деле дальнейшего совершенствования технической культуры инженерно-технического состава авиационных частей. В настоящем разделе изложены основные термины и определения, употребляемые в измерительной технике, применительно к измерительной аппаратуре, используемой в авиации, а также применительно к кругу вопросов, освещенных в данной книге.

В основу приводимых ниже сведений положены термины и определения, утвержденные Всесоюзным Комитетом Стандартов, как обязательные для употребления.

Измерением называется сравнение интересующей нас величины с некоторым значением той же величины, принятым за единицу. Совокупность всех технических средств, при помощи которых осуществляется это сравнение, называется *измерительной аппаратурой*. Измерительная аппаратура подразделяется на меры и измерительные приборы.

Измерительный прибор — прибор, посредством которого осуществляется сравнение измеряемой величины с единицей измерения.

Показывающий прибор — измерительный прибор, дающий числовое значение измеряемой величины по его отсчетным приспособлениям. К показывающим приборам относятся: часы, термометры, авиационные стрелочные приборы, ареометры, барографы и другие регистрирующие приборы и т. п.

Отсчет — число, прочитанное при данном измерении по отсчетному приспособлению или диаграмме, либо число, полученное путем счета последовательных отметок или сигналов, на основании которого выводится значение меры или показания прибора.

Шкала — совокупность расположенных (вдоль какой-либо линии) отметок, которые изображают ряд последовательных чисел, соответствующих значениям измеряемой величины. Шкалы могут быть безнулевые, односторонние и двухсторонние.

Безнулевая шкала — шкала, не имеющая нуля, начало и конец которой соответствует либо одним положительным, либо одним отрицательным значениям измеряемой величины. Пример: шкала барометрических давлений в высотомерах ВД-12, ВД-15, а также шкала мановакуумметров МВ-16, МВ-20.

Односторонняя шкала — шкала, имеющая нуль, который служит началом или концом шкалы. Такие шкалы имеют большинство авиационных приборов, например, указатели скорости, высотомеры, топливомеры.

Двухсторонняя шкала — шкала, имеющая нуль и отметки, расположенные по обе стороны от нуля. Пример: шкала вариометра ВР-30, ВАР-75.

Отметка шкалы — черта, штрих, точка, зубец и т. п., соответствующие каждому отдельному значению измеряемой величины.

Числовая отметка — отметка шкалы, обозначенная цифрами, указывающими число делений от нуля шкалы или непосредственно числовое значение измеряемой величины.

Нуль шкалы — отметка, соответствующая нулевому значению измеряемой величины.

Начало шкалы — отметка, соответствующая наименьшему значению определяемой величины. Если измеряемая прибором величина имеет отрицательное значение, то начало шкалы есть отметка, соответствующая наибольшему абсолютному значению измеряемой отрицательной величины.

Конец шкалы — отметка, соответствующая наибольшему значению измеряемой величины.

Начало и конец шкалы определяют пределы показаний прибора и ограничивают область его показаний.

Рабочая часть шкалы — часть шкалы, в пределах которой показания прибора подчиняются установленным нормам допустимых погрешностей.

Деление шкалы — линейный промежуток между осями или центрами двух смежных отметок шкалы.

Цена деления шкалы — значение измеряемой величины, соответствующее одному делению шкалы.

Постоянная прибора — число, на которое нужно умножить отсчет, чтобы получить значение измеряемой величины. Например, чтобы получить приборную скорость, нужно отсчет по шкале указателя скорости умножить на 10. В данном случае постоянная указателя скорости равна 10.

Действительное значение измеряемой величины — значение, определенное с помощью образцовых измерительных приборов.

Погрешность показания — отклонение показания прибора от действительного значения измеряемой величины, равное разности между показанием данного прибора и действительным значением.

Относительная погрешность (действительная) — погрешность, выраженная в долях или процентах действительного значения измеряемой величины.

Приведенная погрешность показания — погрешность показания измерительного прибора, выраженная в долях или процентах номинального значения измеряемой величины, характеризующего прибор. Для измерительных приборов со шкалой приведенной погрешностью считается погрешность показания, отнесенная к верхнему пределу измерения (если прибор имеет одностороннюю шкалу), к сумме абсолютных значений верхнего и нижнего пределов измерений (если прибор имеет двухстороннюю шкалу) или к разности

между верхним пределом измерения и значением измеряемой величины, соответствующим началу шкалы (если прибор имеет безнулевую шкалу).

Допустимая погрешность — наибольшая по абсолютной величине погрешность показания прибора, допускаемая действующими нормами. Допустимая погрешность характеризуется знаками ± или одним из этих знаков, если она распространяется только на одни положительные или отрицательные значения погрешностей, допускаемых нормами.

Поправка — величина, которая должна быть алгебраически прибавлена к отсчитанному показанию измерительного прибора для получения действительного значения измеряемой величины.

Поправка равна погрешности показания прибора, взятой с обратным знаком. Поправка, выраженная в долях или процентах действительного значения измеряемой величины, называется *относительной поправкой.*

Поправочный множитель — множитель, на который нужно умножить показание измерительного прибора, чтобы получить действительное значение измеряемой величины (действительное показание).

Поправочный множитель численно равен единице, сложенной (алгебраически) с относительной поправкой.

Вариация показаний прибора — наибольшая полученная экспериментально разность между отдельными повторными показаниями измерительного прибора, соответствующими одному и тому же действительному значению измеряемой величины при неизменных внешних условиях. Относительная и приведенная вариации определяются так же, как относительная и приведенная погрешности.

Точность измерительного прибора — степень достоверности результатов измерения, оцениваемая наибольшей возможной погрешностью или одной из средних погрешностей. Точность тем больше, чем меньше по абсолютной величине погрешность.

Точность измерения — точность значения измеряемой величины, достигнутая при определении ее с помощью данного измерительного прибора в условиях нормальной работы и с введением необходимых поправок.

Чувствительность измерительного прибора — отношение линейного или углового перемещения указательного устройства прибора к изменению измеряемой величины, вызвавшей это перемещение. Для приборов со шкалой чувствительность обратно пропорциональна цене деления шкалы.

Порог чувствительности измерительного прибора — наименьшее значение измеряемой величины, способное вызвать изменение показания измерительного прибора.

Градуировка измерительных приборов — процесс, при помощи которого делениям шкалы придаются значения, выраженные в установленных единицах измерения. В частности, градуировкой называется процесс нанесения точек шкалы.

Глава I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ИЗМЕРЕНИЯХ НА САМОЛЕТЕ

§ 1. КЛАССИФИКАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

Авиационные приборы принято классифицировать: по назначению, по принципу действия и по системе питания.

Классификация по назначению

По назначению авиационные приборы делятся на три основные группы:

1. Пилотажно-навигационные приборы.

2. Приборы контроля работы авиационной силовой установки (авиационного двигателя). Иногда эти приборы кратко называют моторными приборами.

3. Приборы контроля состояния отдельных систем и агрегатов самолета. Иногда эти приборы кратко и чисто условно называют вспомогательными приборами.

Приборы перечисленных групп могут быть использованы как для визуального определения измеряемого параметра, так и для автоматического преобразования этого параметра в электрическое или иное воздействие в системе автоматического регулятора (автопилоты, регуляторы температуры, наддува и др.). В ряде случаев приборы с визуальным отсчетом служат чувствительными элементами автоматических регуляторов. В данной книге вопросы автоматического регулирования не рассматриваются.

1. *Пилотажно-навигационные приборы* размещают, как правило, в центральной части приборной доски и во всяком случае в центре поля зрения летчика. К ним относятся:

а) Пилотажные приборы: указатель поворота, указатель скольжения, авиагоризонт, вариометр (указатель вертикальной скорости), акселерометр и указатель числа М. Первые четыре прибора совершенно необходимы также для самолетовождения ночью или при отсутствии видимости.

б) Пилотажно-навигационные приборы: указатель скорости, высотомер, гирополукомпас, гиромагнитный компас, дистанционные гиромагнитные компасы.

в) Навигационные приборы: магнитный компас, дистанционный магнитный компас, индукционный компас, часы (бор-

товые), навигационные индикаторы и координаторы, автоштурманы, термометр наружного воздуха. Для навигационных целей на самолете применяется также специальная радиоаппаратура (радиополукомпасы, радиокомпасы и др.). Поэтому иногда перечисленные приборы навигационной подгруппы называют аэронавигационными в отличие от радионавигационных. На многоместных самолетах некоторые навигационные приборы нужны не только штурману, производящему точные расчеты правильности следования самолета по заданному курсу, но и летчику для общей ориентировки. Поэтому такие приборы, как компас, часы, устанавливаются на этих самолетах на приборных досках как летчика, так и штурмана; первому — более простые, второму — более точные и сложные.

2. *Приборы контроля работы авиационной силовой установки* располагают обычно в правой части приборной доски. В эту группу приборов входят:

а) Приборы, которые показывают тепловой режим и состояние смазки авиационного двигателя: манометры и термометры масла, термометры охлаждающей жидкости или термометры головок цилиндров (для поршневых двигателей воздушного охлаждения), термометры выходящих газов (для реактивных двигателей).

б) Приборы, по показаниям которых можно судить о мощности или тяге, развиваемой авиационным двигателем: мановакуумметры, манометры наддува (в реактивных двигателях), манометры давления топлива, поступающего в карбюратор поршневого двигателя или в форсунки турбореактивного двигателя, тахометры, термометры смеси в карбюраторе, газоанализаторы.

В турбореактивных двигателях давление топлива, поступающего в форсунки при номинальном режиме, в несколько раз больше давления при запуске. Поэтому на самолетах с ТРД устанавливают обычно два манометра топлива: высокого и низкого давления.

в) Приборы, показывающие запас и расход топлива: топливомеры и расходомеры.

3. К приборам контроля состояния отдельных систем и органов самолета относятся: манометры давления воздуха, гидросмеси и масла в системах управления самолетом, указатели положения шасси, закрылков, заслонок или створок радиаторов и т. п., сигнализаторы давления топлива при запуске (применяются обычно на самолетах с турбореактивными двигателями), термометры воздуха внутри кабины, расходомеры воздуха, указатели высоты и перепада давления в герметической кабине, вольтметры, амперметры (бортовой электросети) и другие приборы, не имеющие непосредственного отношения к управлению самолетом или авиадвигателем в полете, но позволяющие проверить исправность, положение или состояние той или иной группы оборудования самолета. Этот контроль особенно необходим при подготовке самолета к вылету, при запуске двигателя, при взлете и посадке самолета, а также при полете в герметической кабине.

Классификация по принципу действия

По принципу действия авиационные приборы делятся на следующие основные группы:

1. *Манометрические приборы,* основанные на измерении разности давлений; к ним относятся мембранные манометры, манометры и термометры с трубчатыми пружинами, указатели скорости, вариометры и т. п.

2. *Барометрические приборы,* основанные на измерении абсолютного давления; к ним относятся высотомер, мановакуумметр в герметичном корпусе и т. п.

3. *Гироскопические приборы.* В основе гироскопических приборов лежит использование свойств гироскопа с двумя и тремя степенями свободы. К этим приборам относятся указатели поворота, авиагоризонты, гирополукомпасы, гиромагнитные компасы.

4. *Магнитные компасы,* в которых используется свойство свободно подвешенного магнита ориентироваться в направлении магнитного меридиана Земли.

5. *Механические приборы,* основанные на различных законах механики. К ним относятся механические (центробежные) тахометры, акселерометры, указатели скольжения, биметаллические термометры воздуха.

6. *Оптические приборы,* в которых используются законы оптики: навигационные визиры, секстанты и т. п.

7. *Электроизмерительные приборы:* вольтметры и амперметры различных систем.

8. *Приборы, основанные на измерении электрическим методом неэлектрических величин:* например, электрические термометры сопротивления, термоэлектрические термометры, электрические манометры, топливомеры, электрические и магнитоэлектрические тахометры, индукционные компасы.

9. *Приборы с электрической дистанционной передачей показаний:* потенциометрические дистанционные компасы, некоторые системы манометров, указатели положения закрылков или заслонок, поплавковые топливомеры.

10. *Комплексные агрегатные приборы,* в которых работа составных элементов основана на различных физических законах. К таким приборам относятся дистанционные гиромагнитные компасы, навигационные координаторы и другие сложные, многоэлементные комплексные приборы.

Классификация по системам питания

В зависимости от системы питания авиационные приборы подразделяются в основном на:

1. Электрические (постоянного и переменного токов).
2. Пневматические (работающие на давлении или вакууме).
3. Пневмогидравлические.

§ 2. УСЛОВИЯ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ НА САМОЛЕТЕ И ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К НИМ

Условия работы приборов на самолете отличаются от условий работы их в каких бы то ни было наземных установках разнообразием и сложным сочетанием влияния следующих внешних факторов:

— плотность, температура и влажность воздуха;

— изменение положения в пространстве со значительными ускорениями;

— вибрационные нагрузки, как правило, непрерывно действующие;

— ударные нагрузки.

В то же время авиационные приборы должны обладать надежностью в эксплуатации и удовлетворять высоким и все возрастающим требованиям точности измерения. Этим объясняется своеобразие и сложность конструкции авиационных приборов и методов измерения, применяемых на самолетах.

Рассмотрим подробнее условия работы приборов на самолете, влияние отдельных факторов и меры защиты приборов от возможных вредных последствий этого влияния.

Условия плотности воздуха. На современных самолетах приборам приходится работать в условиях изменения атмосферного давления в пределах от 790 *мм* рт. ст. (максимальное давление на уровне моря) до 90 *мм* рт. ст. (на высоте 15 000 *м*). Понижение плотности воздуха с высотой сказывается в первую очередь на ухудшении работы приборов, приводимых в движение воздухом, а именно, пневматических авиагоризонтов, указателей поворота, пневмо-гидравлических автопилотов. Это объясняется тем, что производительность источников питания пневматических гироприборов на больших высотах оказывается недостаточной. Практический потолок или высотность гироприборов (т. е. максимальная высота, на которой прибор еще продолжает нормально работать) при питании этих приборов от пневмо- или вакуум-насосов не превышает 10 000 *м*, а в лучших случаях 12 000 *м*.

В связи с этим на современных высотных самолетах устанавливаются вместо пневматических электрические гироприборы. Следует отметить, что малая плотность воздуха на больших высотах влияет также и на работу электрических гироприборов (понижается пробивное напряжение, ухудшается коммутация), но в значительно меньшей степени, чем на работу пневматических приборов.

Температурные условия. Авиационные приборы работают в диапазоне температур от —60 до +50° С (в отдельных случаях, например, в низких широтах, и до +70° С). В этом интервале температур авиационный прибор не только должен не отказывать в работе, но и должен давать показания в пределах допустимых погрешностей. При этом следует иметь в виду, что температурные условия могут быть и резко переменными (например, при быстром подъеме или снижении) и длительными (сезонные климатические условия).

Изменение температуры против нормальной, при которой градуируется прибор (+15° С), может оказать влияние:

а) На линейные размеры деталей: увеличение или уменьшение зазоров, изменение передаточных отношений (например, в поводковых передачах).

б) На упругость как чувствительных элементов (например, мембранных коробок или трубчатых пружин), так и элементов, создающих противодействующий момент (например, спиральных плоских пружин). Изменение упругости приводит к изменению соотношения между деформацией упругого элемента и значением измеряемой величины.

в) На электрическое сопротивление проводников и магнитное сопротивление магнитопроводов, что может привести к изменению параметров электрических схем приборов.

г) На состояние смазки трущихся деталей.

д) На состояние пластических масс и изоляционных материалов.

е) На образование конденсата водяных паров на деталях прибора при резком изменении температуры окружающей среды.

Для обеспечения нормальной работы авиационных приборов при конструировании и изготовлении их принимаются специальные меры, позволяющие снизить до минимума температурные погрешности. К числу таких мер относятся:

— соответствующий выбор материалов;

— применение различных компенсаторов и корректоров для предотвращения изменения передаточных отношений, компенсации изменения модуля упругости и т. д.;

— изготовление упругих элементов из материалов, модуль упругости которых незначительно изменяется с температурой (например, из элинвара);

— применение в электроизмерительных приборах специальных схем температурной компенсации;

— использование специальных сортов масел и консистентных смазок, обеспечивающих надежную смазку трущихся деталей в широком диапазоне колебания температур;

— специальный обогрев приборов.

Влажность воздуха, т. е. степень насыщения водяными парами воздуха, окружающего приборы, может быть различной в зависимости от времени года, местных климатических условий, температуры, высоты полета. В отдельных климатических районах наблюдается наиболее неблагоприятное сочетание постоянной большой влажности (до 95%) с высокими средними температурами.

Влияние влажности на работу авиационных приборов проявляется прежде всего в корродировании деталей. В целях борьбы с этим явлением и для предупреждения коррозии детали приборов защищают специальными антикоррозийными покрытиями путем кадмирования, цинкования, анодирования и др. Для защиты от коррозии корпусов приборов применяются лакокрасочные покрытия. Кроме

того, корпуса приборов изготовляются брызгонепроницаемыми, а в отдельных случаях и герметичными.

В результате конденсации паров влага может скопиться в трубопроводах и, проникнув в приборы, явиться причиной отказа в работе. Поэтому системы трубопроводов питания авиаприборов оборудуются специальными фильтрами-отстойниками, а в эксплуатации осуществляется систематический уход за трубопроводами и периодическая очистка их от влаги путем продувки.

Изменение положения. В полете приборы могут занимать самое различное положение, отличающееся от нормального. Это изменение положения сопровождается обычно большими ускорениями и соответствующими значительными перегрузками. Если подвижная система прибора будет недостаточно сбалансирована, то при резких поворотах она может быть легко выведена из строя. Если устанавливающие моменты в приборе будут малы, то это приведет к возникновению дополнительной погрешности при работе прибора в наклонном положении. Поэтому при конструировании авиационных приборов особое внимание уделяется обеспечению достаточно больших действующих (вращающих) моментов, а при изготовлении приборов подвижные системы их тщательно балансируются.

Изменение положения своеобразно влияет на работу гироскопических авиагоризонтов. После выполнения на самолете фигур высшего пилотажа (переворот через крыло, глубокий вираж и т. п.) авиагоризонт некоторое время не устанавливается в нормальное положение и пользование им в течение этого промежутка времени невозможно. Для устранения этого недостатка самолеты, на которых предусмотрено выполнение фигур высшего пилотажа, оборудуются авиагоризонтами со специальным приспособлением для стопорения гироскопического узла (арретиром). Гироскопический узел стопорится (арретируется) перед выполнением фигур высшего пилотажа.

Вибрации на самолете. Авиационные приборы работают в условиях непрерывно действующих знакопеременных ускорений самой различной величины, вызывающих возникновение перегрузок, в том числе и вибрационных.

Вибрации, которым подвергаются авиационные приборы, возникают вследствие неравномерности хода авиационного двигателя и связанной с этим неравномерности скорости вращения воздушного винта, а также в результате действия аэродинамических сил, что особенно сказывается при больших скоростях полета.

Вибрационные перегрузки зависят от частоты вибрации и от амплитуды колебания, т. е. от величины наибольшего отклонения от положения равновесия.

За единицу измерения перегрузок, действующих на самолет, в том числе и возникающих от вибрации, принимается ускорение силы тяжести g.

По установленным нормам все авиационные приборы проверяются *на вибрационную устойчивость и вибрационную прочность*. Под

вибрационной устойчивостью понимают отсутствие влияния вибрации на показания прибора (сохранение прибором точности показаний, отсутствие колебаний — «размыва» стрелки). Под вибрационной прочностью понимается безотказная работа прибора в течение определенного времени при заданной вибрации.

Безотказность работы прибора при данной его виброустойчивости и вибропрочности определяется еще и размещением его на самолете. Опыт показывает, что приборы, правильно размещенные на самолетах, работают весьма надежно; те же приборы того же типа, установленные без учета распределения вибраций на самолете, быстро выходят из строя.

По вибропрочности авиационные приборы разделяются на категории: 1-я категория приборов допускает вибрационные перегрузки до 0,6 g; 2-я — до 1,5 g и 3-я — до 2,5 g.

Виброустойчивость показаний приборов обеспечивается тщательной балансировкой их подвижных систем, обеспечением (при конструировании) действия достаточно больших вращающих моментов, а также выбором собственной частоты свободных колебаний механизма прибора вне полосы частот вибраций, действующих на самолете в месте установки прибора (во избежание явления механического резонанса).

Вибропрочность приборов обеспечивается выбором специальных материалов и изготовлением деталей с нужным запасом прочности.

Для уменьшения влияния вибрации на работу приборов применяют амортизацию приборных досок, а для приборов с малой виброустойчивостью еще и индивидуальную амортизацию. Индивидуальная амортизация применяется также для тех приборов, которые по своей конструкции не могут быть изготовлены достаточно вибропрочными, а по назначению не могут быть размещены на приборной доске (например, датчик дистанционного компаса).

Общие требования, предъявляемые к авиационным приборам, вкратце могут быть сведены к следующему.

При тех тяжелых условиях работы, которые были рассмотрены выше и которые обычны для установленного на самолете приборного оборудования, *авиационные приборы должны работать с максимальной степенью надежности, не снижать точности показаний, быть удобными в пользовании и эксплуатации и иметь минимальные габариты и вес.*

§ 3. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЙ И ПОГРЕШНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

В зависимости от приемов, посредством которых получается результат измерения, различают метод прямых измерений (относительный метод) и метод косвенных измерений.

Метод прямых измерений

Методом прямых измерений называется метод, при котором результат получается непосредственно из данных измерения.

Этот метод подразделяется на метод непосредственной оценки, или метод непосредственного отсчета, и метод приведения к нулю, или нулевой метод.

Методом непосредственного отсчета называется метод, при котором значение измеряемой величины определяется или сравнением ее с мерой данной величины (например, измерение длины мерной линейкой) или отсчетом по измерительному прибору (например, измерение давления манометром, напряжения вольтметром и т. п.).

Методом приведения к нулю, или нулевым методом, называется метод, при котором действие, производимое измеряемой величиной, уравновешивается действием известной величины того же рода, например, метод моста в электроизмерениях.

Метод косвенных измерений

Этот метод заключается в том, что искомая величина не измеряется непосредственно, а ее значение получается путем измерения других величин, косвенно связанных с измеряемой величиной уравнением.

Уравнение, которым искомая величина связана с измеряемой, называется *функциональной зависимостью*.

Метод косвенных измерений находит на самолете преимущественное применение. Этим методом пользуются при определении скорости полета путем измерения полного и статического давлений, при измерении температуры авиационными термометрами, при определении высоты полета путем измерения статического давления воздуха за бортом самолета, при измерении давлений жидкостей и газов электрическими дистанционными манометрами и во многих других случаях.

Погрешности авиационных приборов

Точность измерения той или иной величины авиационным прибором зависит от многих обстоятельств, но в конечном счете определяется правильным выбором прибора, его точностью (которая характеризуется наибольшей допустимой погрешностью), а также погрешностью отсчета, которая может быть допущена при наблюдении показаний прибора.

В основных характеристиках прибора допустимые погрешности указываются обычно для трех температур окружающего воздуха: нормальной, +50 и —60° С. Нормальной температурой считается та, при которой производится градуировка прибора; как правило, она равна +15° С. Допустимые погрешности указываются или в абсолютных единицах измеряемой величины, или в виде приведенной погрешности. При этом в отличие от погрешностей при +50 и —60° С погрешность при нормальной температуре называется *основ-*

ной погрешностью прибора. Приведенная погрешность прибора (см. выше «Основные термины») характеризует его точность, совершенство его конструкции. В то же время приведенная погрешность не определяет еще точности измерения данным прибором, даже при одинаковой погрешности отсчета. Чтобы убедиться в этом, рассмотрим следующий пример. Приведенная погрешность тахометра ТЭ-15 при температуре $+20\pm5°$ С в диапазоне от 1000 до 11 000 об/мин равна 1,0%, т. е. такая же, как для тахометра ТЭ-45 в рабочем диапазоне оборотов последнего. Отсюда видно, что приборы ТЭ-15 и ТЭ-45 одинаково точны. Однако если этими приборами измерять скорость вращения, равную 3000 об/мин, то точность измерения тахометром ТЭ-45 будет выше, чем ТЭ-15. В самом деле, если приведенная погрешность тахометра ТЭ-15 равна 1,0%, то это значит, что абсолютная погрешность измерения на любой точке шкалы в пределах от 1000 до 11 000 об/мин может составлять ±150 об/мин, так как предел измерения тахометра ТЭ-15 равен 15 000 об/мин. Тахометр ТЭ-45 имеет предел измерения 3500 об/мин, и абсолютная погрешность его составляет ±35 об/мин. Следовательно, в рассматриваемом примере относительная погрешность измерения тахометром ТЭ-15 составит

$$\frac{150}{3000} = 0{,}05 \text{ или } 5\%,$$

а тахометром ТЭ-45 всего

$$\frac{35}{3000} = 0{,}0116, \text{ т. е. около } 1{,}2\%.$$

Приведенный пример показывает, что при выборе прибора (для тех или иных целей измерения) следует обращать внимание не только на величину его приведенной погрешности, но и на предел его измерения. В противном случае относительная погрешность измерения может быть значительной.

По своей природе, в зависимости от причин, их вызывающих, погрешности авиационных приборов делятся на методические и инструментальные.

Методические погрешности

Методические погрешности обусловлены тем, что принципиальная схема прибора не обеспечивает точного воспроизведения функциональной зависимости, связывающей измеряемую величину с той, на которую в действительности реагирует чувствительный элемент, или тем, что в самой функциональной зависимости имеются неточности.

Примерами методических погрешностей авиационных приборов являются: методические погрешности высотомера, вызванные тем, что функциональная зависимость неточно отражает действительную картину изменения плотности воздуха с высотой; методические погрешности применявшихся ранее электрических термометров сопротивления с гальванометром в качестве указателя, возникавшие от нестабильности напряжения бортовой электросети.

Состояние современного приборостроения таково, что методические погрешности авиационных приборов в основном достаточно изучены и в значительной части учитываются при конструировании прибора или с помощью таблиц и графиков поправок.

Инструментальные погрешности

Инструментальными погрешностями называются погрешности, которые вызваны недостатками конструкции измерительного прибора, а также погрешности, являющиеся следствием неточности его изготовления из-за несовершенства технологического процесса.

Инструментальные погрешности авиационных измерительных приборов можно подразделить на следующие группы:

— шкаловые погрешности;
— погрешности трения;
— погрешности изменения положения (наклона);
— погрешности остаточной деформации упругих элементов.

Шкаловые погрешности являются следствием неточности градуировки, ошибок при разметке и нанесении шкалы, неточности установки стрелок. Если шкала стандартная, то при ее изготовлении не возникает ошибок от неточной разметки и нанесения шкалы, но появляется новая причина шкаловой погрешности: неточность регулировки механизма данного прибора под шкалу.

Заранее вычислить шкаловые погрешности, как это делается для методических погрешностей, нельзя,— их определяют только при проверке измерительного прибора.

Погрешности трения проявляются в том, что стрелки прибора не доходят до отметки на шкале, соответствующей значению измеряемой величины, а также в нечувствительности прибора к малым изменениям этой величины.

Погрешности трения полностью уничтожить невозможно, однако подбором материалов для подпятников, термической обработкой кернов осей и полуосей, тщательной обработкой трущихся деталей, применением специальной смазки, а также созданием достаточно больших вращающих моментов удается снизить их величину до минимума. Допустимая величина погрешности трения для каждого типа прибора устанавливается нормами на так называемый недоход стрелки от затирания.

При вибрациях, обычных при работе прибора на самолете, погрешность трения значительно уменьшается вследствие возникновения дополнительных сил, вынуждающих детали механизма смещаться.

Погрешности изменения положения, или погрешности наклонов, являются следствием неточности балансировки подвижной системы прибора.

Прибор в полете может принимать самые различные положения по отношению к нормальному, причем эти изменения положения или наклоны в различные стороны до 70—80° происходят со значительными ускорениями порядка 4—10 g. Естественно, что недостаточная сбалансированность подвижных деталей прибора вызовет

при наклоне прибора отклонение показаний его от показаний при нормальном положении. При конструировании и изготовлении прибора учитывается возможность возникновения погрешностей наклона, и механизмы приборов проходят тщательную статическую балансировку. Однако вследствие невозможности уравновесить для любого положения прибора такие детали, как тяги, ползуны, муфты и т. п., некоторая неуравновешенность механизмов приборов все же остается. Так же как и в случае погрешностей трения, погрешности изменения положения для данного прибора будут тем меньше, чем больше движущие силы, действующие в приборе, т. е. силы, возникающие от воздействия измеряемой величины.

Допустимая величина погрешностей изменения положения для каждого типа прибора определяется нормами на изменение показаний при наклонах.

Погрешности остаточной деформации (вариация) упругих элементов внешне проявляются в том, что подвижная система не доходит до исходного положения после прекращения действия измеряемой величины или значения измеряемой величины не совпадают при отсчетах на одних и тех же отметках шкалы при возрастании и убывании показаний прибора.

Чтобы не принять погрешность трения за погрешность остаточной деформации упругих элементов, перед отсчетом слегка постукивают по прибору; при этом погрешность трения обычно сводится к нулю.

Во многих авиационных приборах измеряемая величина оценивается по тем деформациям, которые она вызывает в упругих элементах (противодействующие пружины в электрических измерительных приборах, мембраны в барометрических и манометрических приборах и т. д.). Исследования показывают, что даже при сравнительно малых деформациях снятие нагрузки не приводит к немедленному возвращению упругого тела к его первоначальной форме, т. е. только часть деформации тела является упругой. Остальная часть деформации (остаточная деформация), если не перейден предел упругости, сохраняется в течение нескольких часов и даже дней.

Чтобы уменьшить возможность появления погрешностей от остаточной деформации, упругие элементы изготовляют из специальных сплавов. При изготовлении соблюдают строгую технологию термической обработки; каждую из партий упругих элементов подвергают испытанию на отсутствие остаточных деформаций и т. д. И все же практически полностью устранить погрешности остаточной деформации не удается.

Поэтому остаточные деформации относят к допустимым погрешностям, величина которых устанавливается нормами на так называемое допустимое расхождение в показаниях прибора при их возрастании и убывании (вариация), а также на недоход стрелки до нуля шкалы после постукивания.

Кроме рассмотренных погрешностей: шкаловых, трения, наклона, остаточной деформации, относящихся к инструментальным погрешностям прибора, к этой группе следует отнести также погрешности,

вызываемые влиянием внешних магнитных полей на работу электрических измерительных приборов. Хотя благодаря применению магнитных (и электромагнитных) систем, создающих большие вращающие моменты, а также благодаря тщательному экранированию это влияние на показания приборов сведено к минимуму, оно все же не исключено. Поэтому специальными нормами оговариваются условия размещения электрических приборов, при которых они оказывают незначительное влияние друг на друга и на магнитные компасы.

Инструментальные погрешности определяются экспериментальным путем и заносятся в аттестат или формуляр прибора. Однако определенные однажды инструментальные погрешности (например, при выпуске с завода-изготовителя) не остаются неизменными в течение всего срока службы прибора. Шкаловые погрешности могут изменяться от смещения стрелок. Погрешности трения могут значительно возрасти от засорения механизма прибора пылью, из-за коррозии деталей, нарушения нормальной смазки и т. д. Погрешности наклона могут возрасти вследствие нарушения балансировки механизмов (например, от ударных нагрузок при грубых посадках самолета или от случайных больших перегрузок в полете). Погрешности остаточной деформации также могут возрасти, в особенности при работе приборов на крайних верхних точках шкалы.

Таким образом, инструментальные погрешности для данного прибора не являются величиной постоянной. Поэтому быть уверенным, что инструментальные погрешности измерительного прибора находятся в пределах допустимых погрешностей, можно только в том случае, если прибор периодически подвергается проверке, т. е. периодически сравниваются показания прибора с показаниями образцового или рабочего измерительного прибора более высокой точности. Эта проверка необходима даже в случае, если прибор не эксплуатируется на самолете, а находится на хранении, так как и тогда механизм прибора подвергается коррозии и влиянию времени.

Одной из важнейших причин как методических, так и инструментальных погрешностей является влияние непостоянства окружающей температуры. На самолете прибор работает в весьма различных температурных условиях, а градуируется он обычно при температуре $+15^\circ$ С. Влияние изменения температуры на работу прибора подробно рассмотрено в предыдущем параграфе. Последствия этого влияния полностью ликвидировать не удается. Поэтому, несмотря на то, что авиационные приборы рассчитываются для условий работы в пределах температур от -60 до $+50^\circ$ С, допускаются некоторые температурные погрешности при температурах, отличающихся от нормальной.

К методическим температурным погрешностям относятся, например, нескомпенсированные погрешности от изменения передаточного отношения множительно-передаточного механизма прибора, от изменения упругости чувствительных элементов или элементов, создающих противодействующий момент, от изменения величины сопротивления электрических проводов и магнитной проницаемости магнитных материалов. К инструментальным температурным погреш-

ностям относятся такие, которые связаны с неточностью изготовления, с применением некондиционных смазок и т. п. и которые проявляются, как правило, в затираниях механизма прибора при особо высоких или низких температурах.

Методические температурные погрешности авиационных приборов довольно хорошо изучены, и для компенсации их применяются различные приспособления. Наличие в отдельных случаях сравнительно больших температурных погрешностей часто объясняется сознательным пренебрежением ими в целях получения более простого, надежного и дешевого прибора.

Заслуга создания устройств для температурной компенсации принадлежит в значительной мере советским инженерам и конструкторам, которые еще в 1929 г. (за несколько лет до зарубежных конструкторов) разработали теорию и создали образцы биметаллической температурной компенсации второго рода, обеспечивающей минимум температурных погрешностей по всей шкале прибора. Этот вид компенсации применяется в большинстве мембранных приборов и по настоящее время. Подробно он будет рассмотрен в § 9.

Погрешность отсчета

Точность результатов измерения зависит не только от величины методической и инструментальной погрешностей измерительного прибора, но также и от погрешности отсчета, которая определяется:

— отношением расстояния между двумя соседними отметками шкалы к ширине конца стрелки;

— четкостью шкалы и стрелки;

— условиями наблюдения показаний прибора, т. е. расстоянием до глаза наблюдателя, расположением прибора по отношению к наблюдателю, освещенностью прибора и т. п.

В целях уменьшения погрешности отсчета размещение приборов на самолете должно выполняться в соответствии с определенными требованиями в отношении:

— разворота боковых сторон приборных досок;

— наклона приборных досок по отношению к вертикальной плоскости;

— расстояния приборной доски от сиденья летчика;

— углов зрения наблюдателя в обычном положении (без наклона и поворота головы) при обзоре приборной доски.

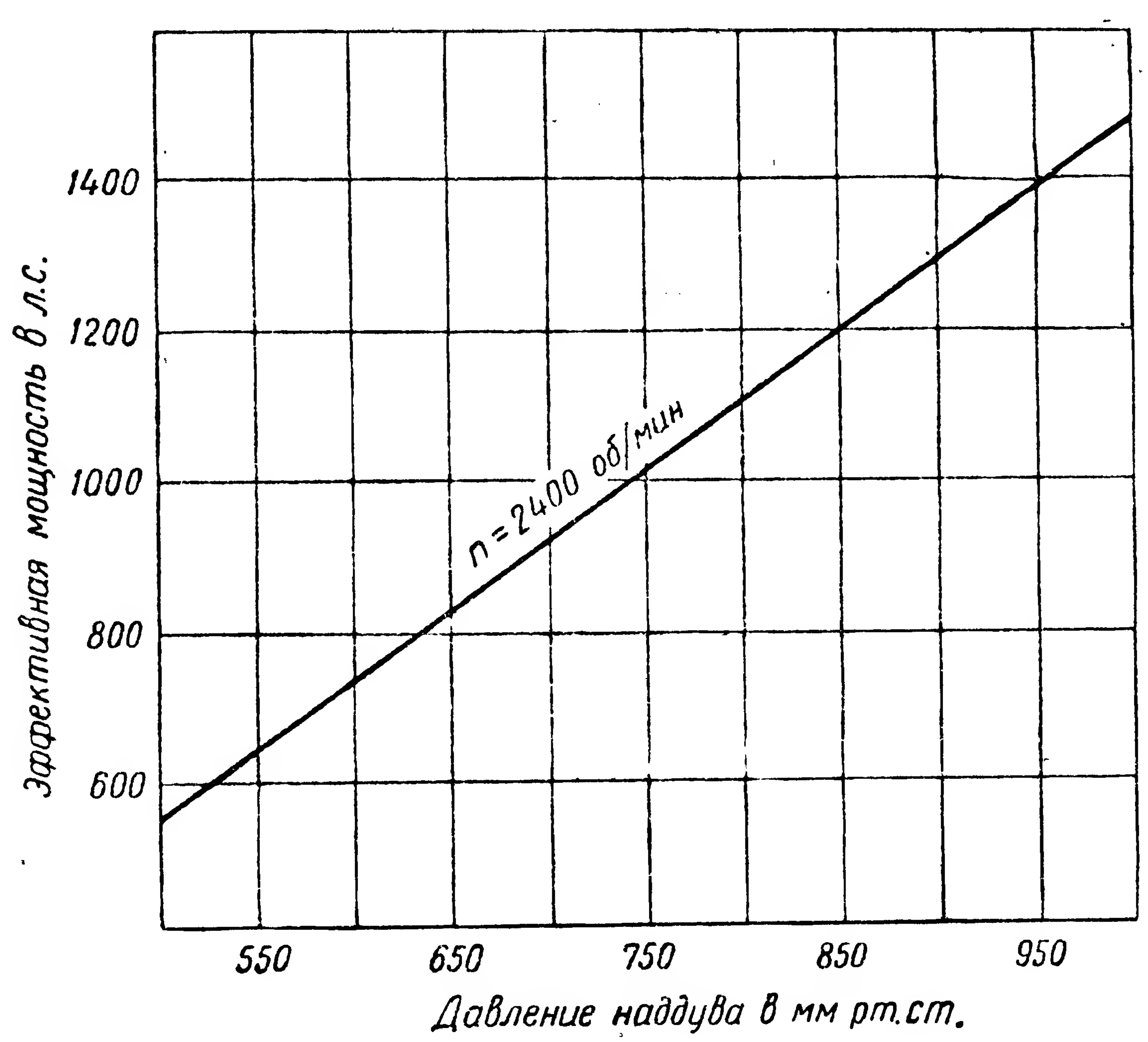
Погрешность отсчета принимают в большинстве случаев равной половине цены деления шкалы измерительного прибора.

Влияние погрешностей авиационных приборов на использование летно-тактических данных самолета

Точность авиационных приборов имеет большое значение для обеспечения безопасности полета, для наиболее полного и рационального использования летно-тактических возможностей самолета и, наконец, для увеличения срока службы авиадвигателей.

При предполетной подготовке на земле инженерный и технический состав может выполнить качественную проверку работы авиадвигателей и оборудования самолета только в случае, если на самолете установлены достаточно точные приборы контроля работы проверяемых объектов.

В полете, особенно при полетах ночью и в сложных метеорологических условиях, летчик определяет пространственное положение самолета и правильность следования по курсу исключительно по показаниям приборов. Нетрудно представить, какие серьезные последствия могут вызвать неточные показания приборов.



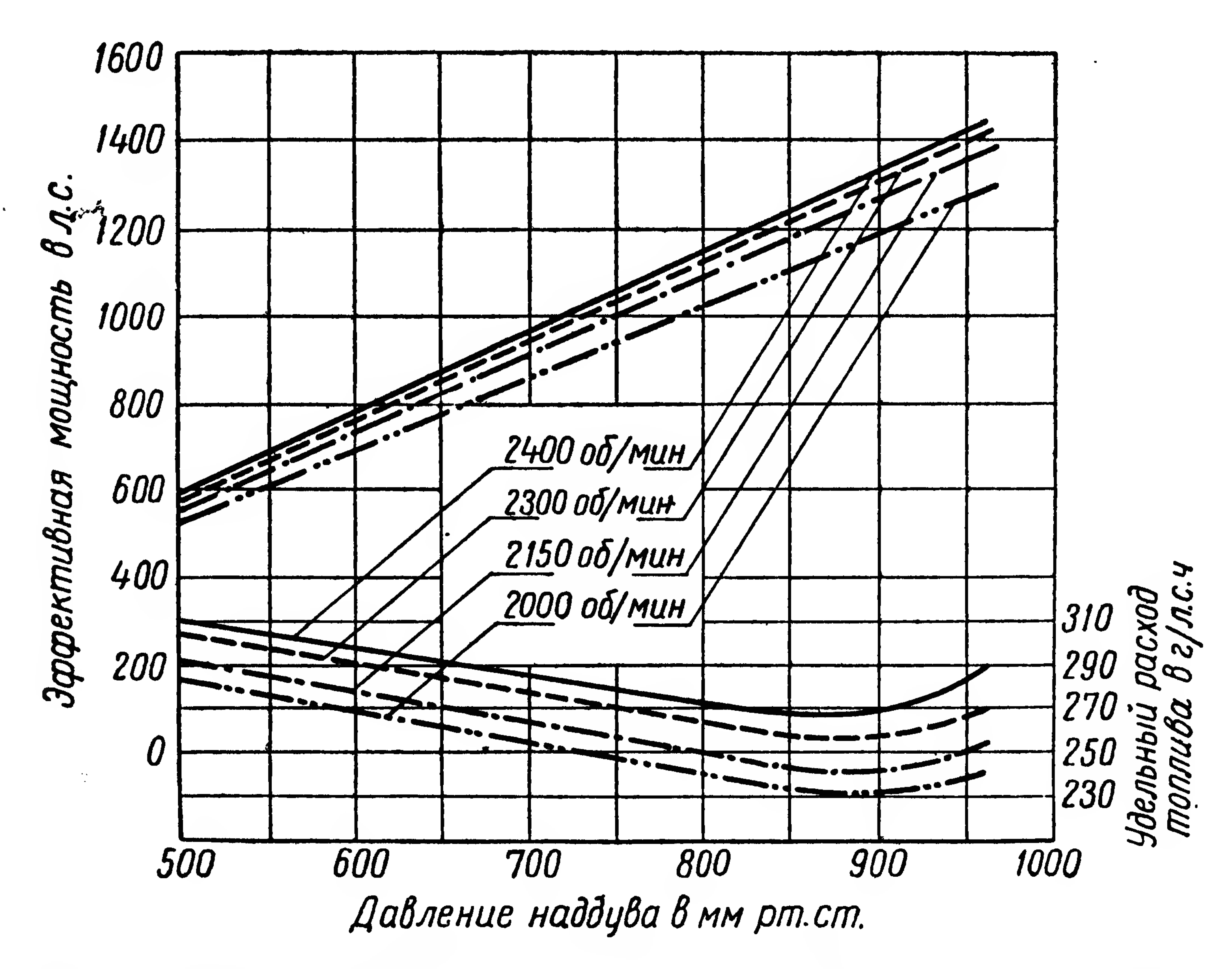
Фиг. 1. Характеристика мощности поршневого авиадвигателя в зависимости от давления наддува.

В зависимости от целей полета летчик устанавливает наиболее выгодный режим работы авиадвигателя, а также наивыгоднейшие скорость и высоту полета. При этом он руководствуется данными инструкций, которые составляются на основании теоретических расчетов и уточняются при специальных испытаниях.

На фиг. 1 показана типовая диаграмма зависимости мощности поршневого авиадвигателя воздушного охлаждения от наддува.

Из фиг. 1 видно, что погрешность показаний мановакуумметра в 10 *мм* рт. ст. дает погрешность в установлении мощности, равную примерно 20 *л. с.* Значит, если погрешность установленного на борту самолета мановакуумметра составляет 50 *мм* рт. ст. (на одно деление больше допустимой погрешности измерения), то погрешность в

определении мощности составит 100 *л. с.* Пользуясь общей характеристикой двигателя (фиг. 2), можно проследить, как влияет недопустимо большая погрешность мановакуумметра на расход топлива. Предположим, что для наиболее выгодного режима полета летчик должен установить номинальное давление наддува, равное 880 *мм* рт. ст. при 2300 об/мин. Если приборы показывают истинные значения наддува и числа оборотов, то номинальная мощность, развиваемая двигателем, будет в этом случае равна 1280 *л. с.*, а удель-



Фиг. 2. Общая характеристика поршневого авиационного двигателя.

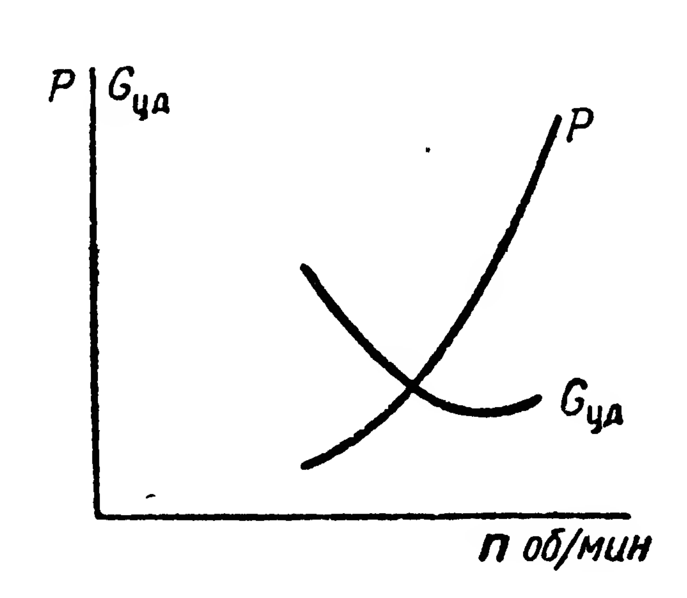
ный расход топлива около 256 *г/л. с. ч.*; тогда часовой расход топлива составит около 330 *кг/час.* Допустим теперь, что вследствие неточности показаний мановакуумметра давление наддува в действительности поддерживается равным не 880 *мм* рт. ст., а 930 *мм* рт. ст. (погрешность равна +50 *мм* рт. ст.). Тогда мощность, развиваемая двигателем, будет около 1365 *л. с.*, удельный расход топлива будет примерно 262 *г/л. с. ч.*, а часовой расход возрастет до 360 *кг/час,* т. е. увеличится примерно на 10%. Таким образом, в результате недопустимо больших погрешностей мановакуумметра при этом режиме работы двигателя получается: 1) чрезмерный расход топлива, а следовательно, уменьшается нужная длительность полета и 2) двигатель работает с перенапряжением, так как с него снимается мощность на 6,5% больше номинальной, что отрицательно сказывается на сроке службы авиадвигателя.

На фиг. 3 и 4 приведены типовые характеристики зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа оборотов и температуры перед турбиной турбореактивного двигателя. Из этих характеристик

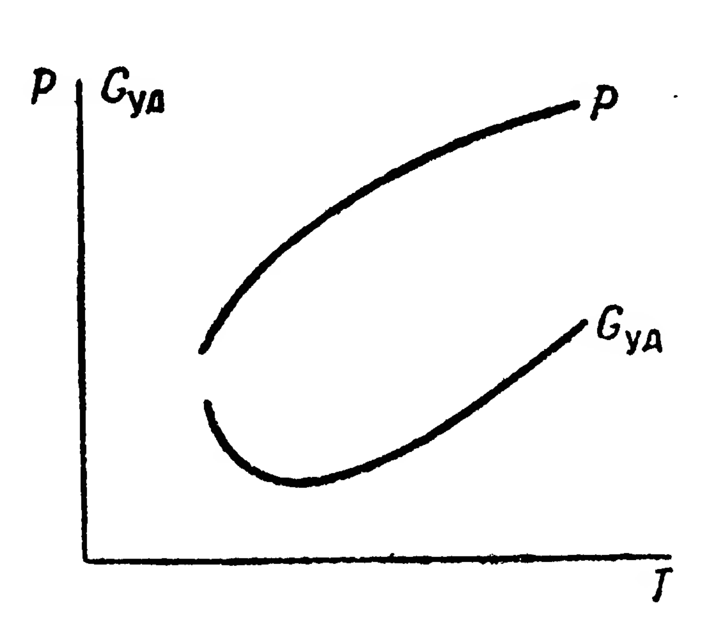
видно, как резко изменяется тяга двигателя при изменении числа оборотов и температуры.

Так как для получения максимальной тяги двигателя почти всегда выгодно иметь число оборотов и температуру, близкие к максимальным, то станет ясным значение точности приборов, измеряющих число оборотов и температуру выходящих газов. Значительные плюсовые погрешности приборов могут привести к перегреву двигателя, механическим повреждениям и во всяком случае уменьшают срок службы двигателя; минусовые погрешности вызывают недоиспользование возможностей двигателя.

Таковы краткие примеры влияния погрешностей авиационных приборов на летно-тактические данные самолета. Не следует делать вывода, что точность приборов, устанавливаемых на самолет, долж-



Фиг. 3. Характер зависимости тяги P и удельного расхода топлива $G_{уд}$ турбореактивного двигателя от числа оборотов вала турбины.



Фиг. 4. Характер зависимости тяги P и удельного расхода топлива $G_{уд}$ турбореактивного двигателя от температуры перед турбиной.

на достигать значений, соответствующих данным лучших лабораторных приборов. Это практически невыполнимо, так как приборы особо высокой точности при работе на самолете не будут достаточно надежными в эксплуатационном отношении; кроме того, это нерационально, так как в полете, в особенности на одномоторных скоростных самолетах, нет необходимых условий для точных измерений тех или иных величин, и регулировать режим работы двигателя с высокой точностью невозможно.

Приведенные примеры показывают, однако, насколько важно обеспечить возможно меньшие погрешности приборов, которые устанавливаются на самолет, и как важно следить за тем, чтобы эти погрешности во всяком случае не выходили за пределы допустимых. Это вполне возможно, так как из всех погрешностей: методических, инструментальных и погрешностей отсчёта, только инструментальные погрешности изменяются в процессе работы прибора, а увеличение их можно своевременно обнаружить путем периодической проверки прибора и принять соответствующие меры для сведения их к минимуму.

§ 4. УСЛОВИЯ И МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЙ НА САМОЛЕТЕ

Необходимость дистанционных измерений на самолете

Для того чтобы контролировать работу авиационного двигателя и наиболее эффективно использовать развиваемую им мощность (тягу), нужно в каждый данный момент знать:

— скорость вращения вала двигателя;

— температурный режим двигателя: температуру охлаждающей жидкости в двигателе или температуру головок цилиндров (для двигателя воздушного охлаждения), или температуру выходящих газов (для реактивного двигателя);

— состояние смазки, т. е. давление и температуру масла в двигателе;

— давление воздуха на входе и на выходе, т. е. степень наддува воздуха нагнетателем, и величину окружающего атмосферного давления;

— температуру горючей смеси на всасывании (для поршневых двигателей);

— давление топлива, поступающего в карбюраторы (или в форсунки) авиадвигателя.

Находясь в кабине самолета, невозможно обеспечить постоянное наблюдение за изменением этих величин без использования методов измерения на расстоянии.

О температуре охлаждающей жидкости и масла в авиационном двигателе обычно судят или по разности температур их на входе в двигатель и на выходе из него, или только по температуре на выходе. Чтобы такой способ давал более правильное представление о действительном температурном режиме двигателя, необходимо расположить места измерений температур в масляных трубопроводах и в трубопроводах охлаждающей жидкости возможно ближе к местам присоединения этих трубопроводов к авиадвигателю. Следовательно, приемники термометров необходимо располагать в непосредственной близости к авиадвигателю. Но это означает, что авиационные термометры масла или охлаждающей жидкости должны быть дистанционными приборами, позволяющими производить измерение температуры на расстоянии.

Измерение количества топлива в баках крупного самолета в полете немыслимо в настоящее время иначе, как с помощью дистанционных приборов, из-за большого числа баков и значительного расстояния их от кабины летчика.

Для определения высоты полета барометрическим высотомером необходимо достаточно точно измерить атмосферное давление на данной высоте. В полете это возможно только в том случае, если приемник так называемого статического давления будет помещен в не возмущенную самолетом воздушную среду. Следовательно, барометрическую высоту полета более или менее точно можно определить только применяя метод измерения на расстоянии.

То же самое можно сказать и об измерении скорости с помощью манометрического указателя скорости. Этот прибор опреде-

ляет скорость на основании функциональной связи между скоростью полета и скоростным напором воздуха, возникающим при движении самолета. Величина скоростного напора, воздействующего на чувствительный элемент указателя скорости, равна разности между полным давлением встречного потока воздуха и статическим его давлением, воспринимаемыми приемником воздушных давлений. Естественно, что чем точнее будут выполнены замеры полного и статического давлений, тем точнее определяется скорость полета. Значит, и в этом случае приемник воздушных давлений должен быть расположен в неискаженном потоке воздуха, т. е. на некотором расстоянии от кабины летчика.

Магнитные компасы на современных самолетах остаются основными приборами для определения курса полета самолета. Показания компаса будут тем точнее, чем менее искажено магнитное поле земли в месте размещения чувствительного элемента компаса. В кабине самолета таких условий нет из-за наличия больших ферромагнитных масс и непостоянных электромагнитных полей, отрицательно влияющих на точность измерений курса. Поэтому в настоящее время на самолетах преимущественное применение имеют дистанционные магнитные компасы, у которых система, чувствительная к земному магнитному полю (датчик), размещается в наиболее благоприятном для его работы месте, а на доске приборов устанавливается указатель, который точно воспроизводит все измерения курса самолета, производимые компасом-датчиком.

Приведенные примеры показывают, что так как на самолете объекты, за работой и состоянием которых необходимо наблюдать во время полета, находятся на расстоянии нескольких метров и даже десятков метров от кабины, где сосредоточено управление самолетом, то возникает необходимость применять на самолетах различные методы измерений на расстоянии, т. е. использовать дистанционные измерения.

Методы измерений на расстоянии, применяемые на самолетах

Дистанционные измерения на самолетах производятся двумя основными методами, а именно:

1) Методом передачи на расстояние измеряемой величины непосредственно, без ее преобразования.

2) Методом измерения на расстоянии с преобразованием измеряемой величины в другую вспомогательную, более удобную для передачи на расстояние.

При измерениях *первым методом* передающей средой является та самая среда, параметры которой измеряются. Таким образом, сущность этого метода заключается в том, что измеряемая величина как бы подводится от места, где желательно ее измерить, к месту, где желательно установить измерительный прибор.

Этот метод, отличающийся простотой, применяется для замера в полете полного и статического давлений, давления воздуха или других газов в бортовых баллонах или газопроводах, давления наддува воздуха нагнетателем и в ряде других случаев. Однако в тех слу-

чаях, когда измерение можно производить и первым и вторым методами, предпочтение обычно отдают второму. Это объясняется тем, что для первого метода характерен ряд недостатков, сущность которых можно уяснить из следующих двух примеров.

Простейшим прибором для измерения на расстоянии числа оборотов коленчатого вала авиационного двигателя является центробежный тахометр, дистанционная связь которого с двигателем осуществляется механически при помощи длинного гибкого валика. Этот метод отличается простотой конструкции и отсутствием методических погрешностей. Однако серьезным недостатком этого способа является его небольшой предел дальности измерения. Гибкий валик длиной более 2 *м* ненадежен в работе вследствие недостаточной механической прочности. Поэтому в настоящее время числа оборотов коленчатого вала авиадвигателя замеряются с помощью центробежного тахометра крайне редко.

Для измерения давления масла и давления бензина применение дистанционных приборов в принципе необязательно. При наличии ответвлений от масляной и бензиновой магистрали авиадвигателя, доведенных до кабины, можно замерять давление обычными недистанционными манометрами. Таким методом на самолетах прежде пользовались долгое время, а на некоторых самолетах пользуются и в настоящее время. Недостатки этого метода заключаются в том, что для уменьшения гидравлических потерь в трубопроводах, ведущих к манометрам, внутренний диаметр трубопроводов должен быть равен 8—10 *мм*; длина этих трубопроводов на одномоторных самолетах составит 2—3 *м*, а на двухмоторных 6—8 *м*. Давление масла в главной масляной магистрали двигателя обычно бывает равно 5—8 *кг/см*^{2} и доходит до 12—15 *кг/см*^{2}. Давление бензина (за бензонасосом) чаще всего бывает примерно 1 *кг/см*^{2}, а у некоторых двигателей доходит до 3 *кг/см*^{2}. Таким образом, способ непосредственного замера давлений требует создания на самолете длинных топливных и масляных магистралей высокого давления. Это опасно в пожарном отношении и значительно ухудшает эксплуатационные качества самолета. Например, при повреждении трубопровода к манометру бензина легко может возникнуть пожар; при повреждении маслопровода образуется выход масла непосредственно из главной масляной магистрали двигателя, и работа двигателя может нарушиться из-за перебоев в подаче смазки. Кроме того, при низких температурах масло в трубопроводе загустевает, что приводит к запаздыванию показаний прибора или вообще к отказу прибора в работе. Поэтому в настоящее время почти на всех самолетах для замера давления масла и бензина такой метод измерения на расстоянии не применяется.

Второй метод измерений на расстоянии, основанный на преобразовании измеряемой величины в другую (чаще всего электрическую), имеет преимущественное применение на самолетах.

Измерение ряда величин, таких, например, как температура (масла, охлаждающей жидкости, головок цилиндров и т. п.) или состав выхлопных газов, вообще не может быть осуществлено иначе,

чем путем преобразования этих величин в другие, которые можно передать на расстояние. Таким образом, измерить эти величины можно только с помощью специальных дистанционных приборов.

Основными достоинствами второго метода измерения на расстоянии по сравнению с первым являются: большая (в условиях самолета неограниченная) дистанционность, сравнительно большая эксплуатационная надежность, возможность использования дистанционных приборов наиболее совершенных систем.

§ 5. ОБЩИЕ ПОНЯТИЯ О ДИСТАНЦИОННЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРАХ

Дистанционным измерительным прибором называется такой прибор, в комплект которого входят специальные устройства для преобразования измеряемой величины с целью лучшей передачи ее на расстояние или устройства, позволяющие осуществить передачу этой величины на расстояние без преобразования.

Главными элементами любого дистанционного прибора являются:

а) Приемник или датчик, т. е. начальный элемент, непосредственно воспринимающий измеряемую величину и преобразующий ее во вспомогательную величину, предназначенную для передачи на расстояние; в отдельных случаях датчик выполняет лишь роль разделителя испытуемой и передающей сред (например, в дистанционных манометрах с разделителем).

б) Указатель (измеритель) — конечный элемент, реагирующий на сигналы, посылаемые приемником (датчиком), т. е. на изменения вспомогательной передающей величины. В указателе вспомогательная величина обычно преобразуется в другую, удобную или необходимую для чтения отсчета.

в) Линия передачи (линия связи) — промежуточный элемент, предназначенный для связи между датчиком и указателем, по которому вспомогательная величина (или передающее тело) передается с выхода приемника на вход указателя.

В качестве примера рассмотрим простейший дистанционный прибор — жидкостный термометр, применяющийся для измерения температуры масла авиадвигателя. Он состоит из:

Приемника — термопатрона, наполненного низкокипящей жидкостью. В термопатроне, устанавливаемом в кармане трубопровода маслосистемы, происходит преобразование тепла масла в пропорциональное температуре масла давление паров низкокипящей жидкости. Давление паров здесь является вспомогательной величиной.

Линии передачи — капиллярного трубопровода, по которому давление паров (вспомогательная величина) передается от термопатрона к упругому элементу указателя. Передающим телом является низкокипящая жидкость, заполняющая трубопровод.

Указателя — манометра, в котором давление паров низкокипящей жидкости, воспринимаемое упругим элементом, преобразуется в пропорциональное этому давлению (а следовательно, и температуре масла) отклонение указывающей стрелки.

Провести строгое разграничение между понятиями «датчик» —

«приемник», «линия связи» — «линия передачи», «измеритель» — «указатель» не всегда представляется возможным. Однако в дальнейшем, употребляя тот или иной термин для элементов авиационного дистанционного прибора, будем понимать следующее.

Приемник — начальный элемент дистанционного прибора, который служит для непосредственного воспринятия измеряемой величины и для преобразования этой величины во вспомогательную, удобную для передачи на расстояние. При этом передающее тело, при помощи которого осуществляется передача вспомогательной величины, заключено или вырабатывается в самом приемнике.

В рассмотренном жидкостном термометре начальный элемент его — термопатрон — выполняет роль приемника. Термопатрон служит для воспринятия измеряемой величины — температуры масла и для преобразования этой величины в другую, удобную для передачи на расстояние. Полученное тепло преобразуется в термопатроне в давление паров низкокипящей жидкости. При этом передающее тело — низкокипящая жидкость, заполняющая линию передачи,— находится в самом термопатроне.

К разряду простейших приемников относятся разделители в гидравлических дистанционных манометрах масла, предназначенные для отделения испытуемой среды — масла (находящегося в главной масляной магистрали двигателя) — от передающего тела — толуола, заполняющего линию передачи (капиллярный трубопровод).

Датчик частично выполняет ту же роль, что и приемник, т. е. воспринимает измеряемую величину и преобразует ее в другую, удобную для передачи на расстояние. Но в отличие от приемника в датчике, как правило, не содержится и не вырабатывается передающего тела. Прибор с датчиком может работать, только получая питание от постороннего источника энергии, которая осуществляет передачу к указателю вспомогательной величины, полученной на выходе датчика. Таким образом, в датчике источник энергии используется для того, чтобы задать определенный сигнал или команду.

К датчикам относятся, например, все начальные элементы потенциометрического типа электрических дистанционных приборов.

Термины *линия передачи* и *линия связи* принципиально не отличаются. Термин линия передачи чаще употребляют в тех случаях, когда прибор имеет в качестве начального элемента приемник, а термин линия связи обычно применяют в электрических дистанционных приборах, когда начальным элементом является датчик.

Термин *измеритель* для конечного элемента дистанционного прибора (вообще говоря, отражающий физическую сущность этого элемента как измерителя вспомогательной величины, поступающей по линии передачи или через линию связи) не укоренился, и этот элемент чаще называют *указателем;* этот термин отражает назначение указателя как конечного элемента, показывающего результат измерения. Поэтому в дальнейшем будем придерживаться термина указатель, употребляя наименование измеритель лишь для термоэлектрических термометров, как исторически закрепившееся в электроизмерительной технике.

В комплект дистанционного прибора могут входить один приемник или датчик и несколько указателей и наоборот: один указатель и несколько датчиков. Линии передачи (линии связи) могут составлять одно целое с приемником и указателем или могут легко отъединяться как от приемника (датчика), так и от указателя.

Все авиационные дистанционные измерительные приборы в зависимости от рода связи между датчиком и указателем, т. е. в зависимости от природы передающего тела, можно подразделить на следующие группы:

1) *Пневматические приборы*, в которых роль передающего тела выполняют газы или пары. Прибором этой группы является гидростатический бензиномер.

2) *Гидравлические приборы*, в которых передающим телом, заполняющим линию передачи, является жидкость. К гидравлическим приборам относятся манометры масла и топлива с приемниками (разделителями). Передающим телом в этих приборах является толуол.

3) *Электрические приборы*, в которых передача осуществляется с помощью электрической энергии. В зависимости от рода и от природы электрического тока электрические приборы делятся на подгруппы:

а) электрические приборы постоянного тока;
б) электрические приборы переменного тока;
в) термоэлектрические приборы.

§ 6. ПОНЯТИЯ ОБ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ УКАЗАТЕЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

В большинстве авиационных приборов указатель является наиболее сложной частью комплекта, а в ряде случаев представляет собой весь прибор в целом (высотомер, недистанционный манометр и др.).

Скелетная конструктивная схема всякого указателя состоит:

а) из *подвижной системы*, приводимой в движение моментом или силой, создаваемыми измеряемой величиной. Вращающий момент или действующая сила всегда стремятся отклонить подвижную систему в сторону возрастающих показаний;

б) из *неподвижной системы*, относительно которой фиксируется отклонение подвижной системы;

в) из *элемента, создающего момент, противодействующий* отклонению подвижной системы. Этот элемент всегда конструируется таким образом, что противодействующий момент возрастает по мере отклонения подвижной системы от начального положения.

Подвижная система указателя, как правило, включает

— чувствительный элемент, т. е. устройство, воспринимающее изменения измеряемой величины, или устройство, реагирующее на изменения вспомогательной величины, изменяющейся в зависимости от значения измеряемой величины;

— указывающую стрелку или подвижную шкалу прибора;

— множительно-передаточный механизм, связывающий чувстви-

тельный элемент с указательной стрелкой или подвижной шкалой прибора.

К *неподвижной системе указателя* относятся:

— корпус с деталями, на которых монтируется подвижная система;

— отсчетные приспособления.

В качестве отсчетного приспособления в авиационных приборах обычно применяется шкала. Шкала (или, точнее, циферблат, на котором нанесена шкала) может быть подвижной или неподвижной, в зависимости от конструктивного оформления прибора и условий пользования им. Приборы, устанавливаемые на самолетах, имеют, как правило, неподвижные шкалы и подвижные стрелки. Примером подвижной шкалы является шкала магнитного компаса КИ-11.

Циферблаты авиационных приборов принято окрашивать в черный цвет, а отметки и оцифровку (числовые отметки) шкалы наносить красками белого цвета. Благодаря резкому контрасту этих цветов шкала ярко выделяется на черном фоне, и чтение отсчета показаний прибора облегчается. Для пользования приборами в темноте без освещения их видимым (белым) светом часть отметок шкалы, цифры и стрелки (или только указывающие концы стрелок) покрываются специальной светящейся массой. Под влиянием ультрафиолетовых (невидимых) лучей, которыми на современных самолетах облучаются приборные доски, эта светящаяся масса начинает ярко светиться.

Широко применяется также светящаяся масса постоянного действия, светящаяся без ультрафиолетового облучения.

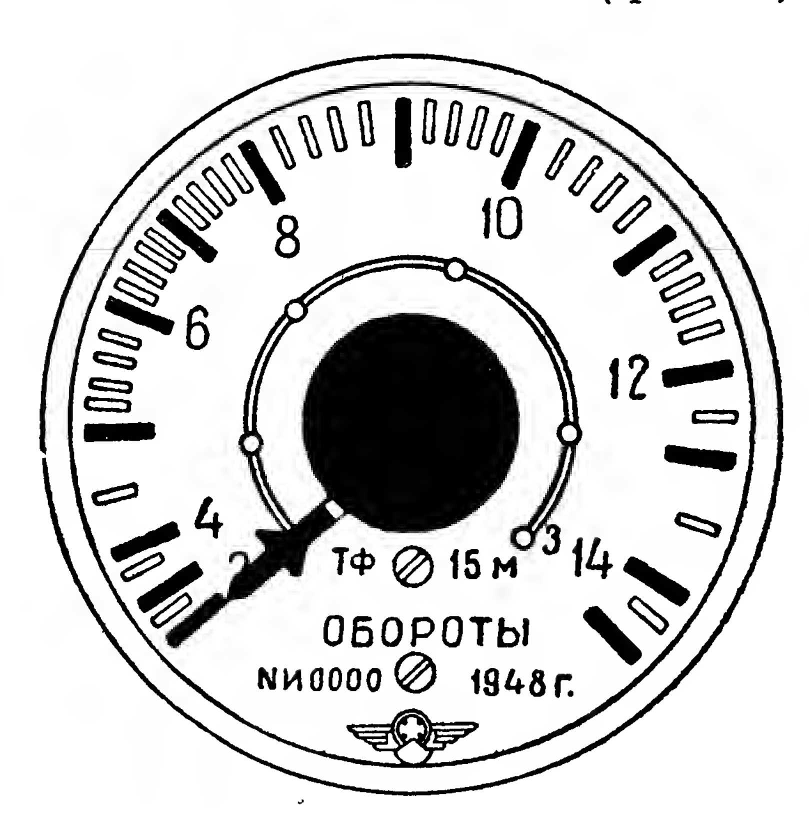
Точность измерения прибором в значительной степени зависит от цены деления его шкалы. При всех прочих равных условиях наибольшую точность отсчета можно получить по шкале с меньшей ценой деления. Поэтому при конструировании любых приборов, в том числе и авиационных, всегда стремятся получить шкалу с возможно меньшей ценой деления. Очевидно, чем больше длина участка, на который наносится шкала, тем больше поместится в нем делений и тем меньше будет их цена. Исходя из этого принципа в большинстве современных авиационных приборов отметки шкалы наносятся по окружности, в центре которой помещается ось указывающей стрелки. Такие шкалы называются *концентрическими* (фиг. 5).

В некоторых случаях по тем или иным причинам невозможно или нецелесообразно делать прибор с концентрической шкалой. Например, в электроизмерительных приборах магнитоэлектрической и электродинамической систем применяются главным образом *секторные* шкалы (фиг. 6). Объясняется это тем, что для уменьшения габаритов прибора ось указательной стрелки приходится размещать ниже геометрического центра лицевой части прибора. С другой стороны, выполнять шкалы таких приборов концентрическими нецелесообразно, так как максимальный угол отклонения стрелки в этих системах обычно не превышает 120—150°.

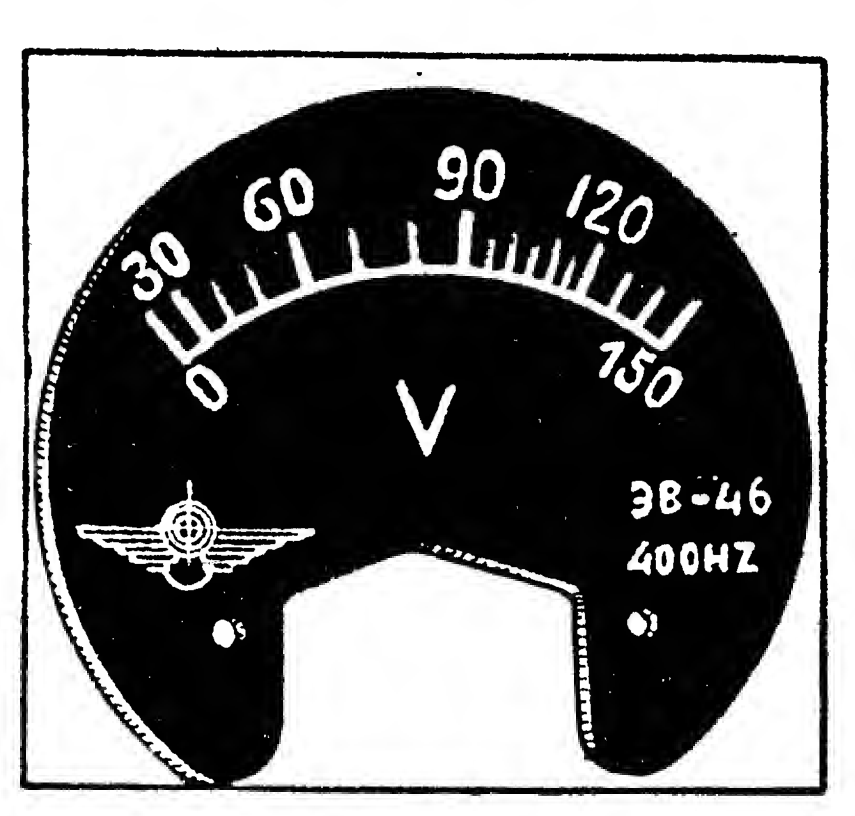
Секторными получаются также шкалы в комбинированных приборах, когда в одном корпусе объединено несколько приборов, на-

пример, у сдвоенного термоэлектрического термометра цилиндров 2ТЦТ-47 (фиг. 7).

При объединении нескольких приборов в одном корпусе шкалы иногда наносят вертикально или горизонтально. Такие шкалы называются *профильными* (фиг. 8).



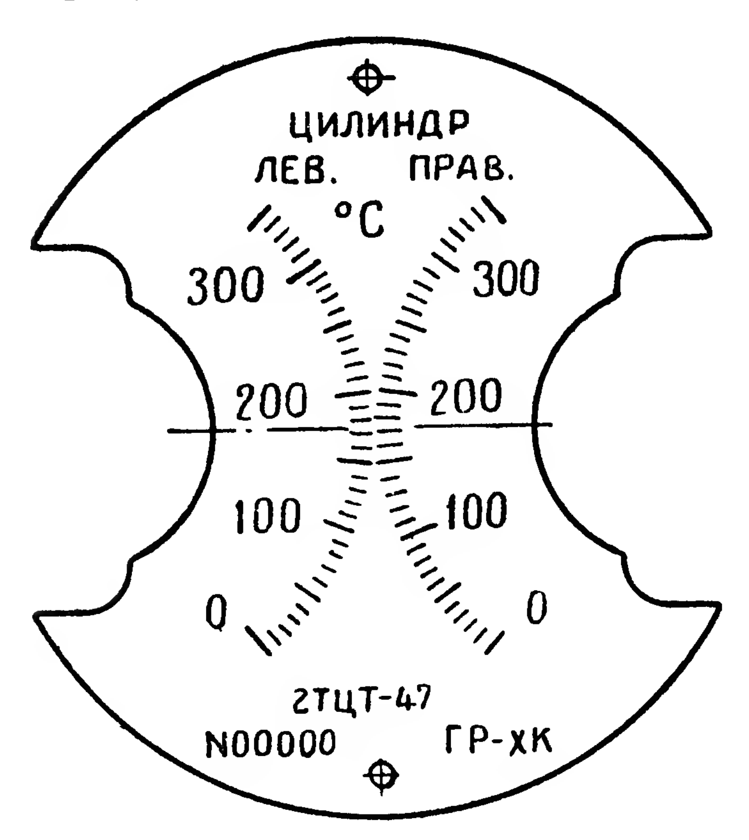
Фиг. 5. Концентрическая шкала авиационных приборов.



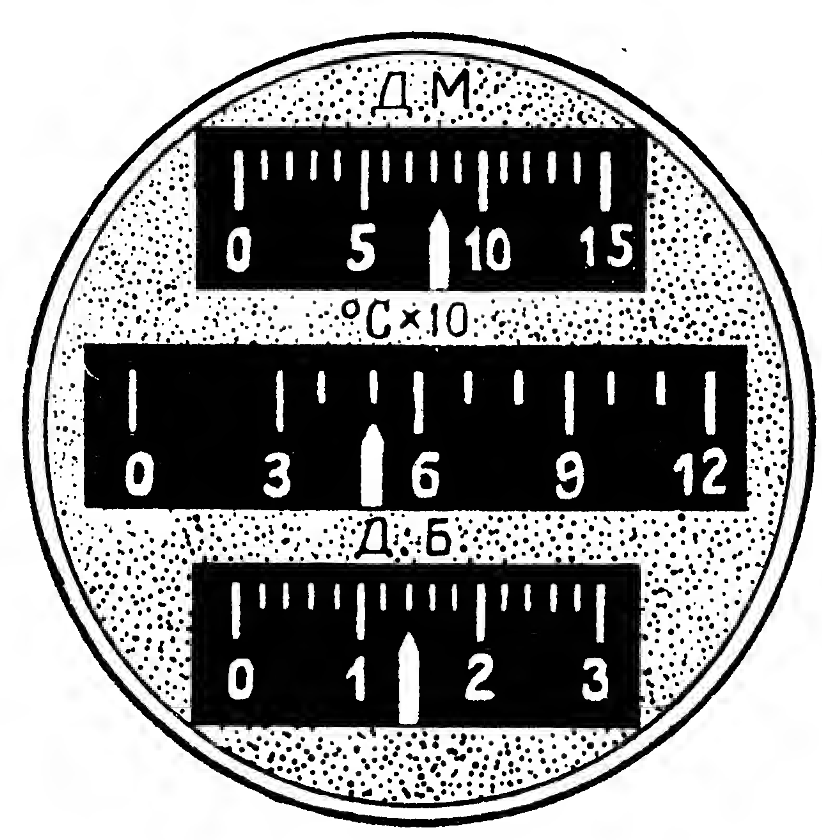
Фиг. 6. Секторная шкала.

Момент, противодействующий отклонению подвижной системы в указателях авиационных приборов, создается различными способами, например:

— упругостью чувствительного элемента (манометрические приборы);



Фиг. 7. Секторная шкала комбинированного прибора.



Фиг. 8. Профильная шкала.

— упругостью плоских спиральных пружин (в магнитоэлектрическом тахометре, в измерителях термоэлектрических термометров);

— взаимодействием электромагнитных сил (в некоторых типах логометров) и другими способами.

Кроме указанных основных элементов, почти каждый указатель авиационного прибора снабжается рядом дополнительных устройств. К таким устройствам относятся:

Корректор — приспособление, позволяющее механически устанавливать подвижную систему прибора в исходное положение (обычно соответствующее положению стрелки на нуле шкалы), или приспособление, обеспечивающее автоматическое внесение поправок в показания прибора в соответствии с изменившимися условиями его работы. В первом случае это приспособление называется механическим корректором, во втором — автоматическим.

Арретир — устройство, позволяющее стопорить подвижную систему указателя для предупреждения механических повреждений или для того, чтобы быстрее ввести прибор в рабочее состояние. Например, в некоторых авиагоризонтах арретир служит для стопорения карданного подвеса подвижной системы в нормальном положении при выполнении самолетом фигур высшего пилотажа; это позволяет пользоваться авиагоризонтом через короткий промежуток времени после перехода в горизонтальный полет.

Успокоитель (демпфер) — устройство, предназначенное для успокоения колебаний подвижной системы. Широко используются успокоители воздушные, имеющие вид поршенька, перемещающегося в цилиндре, открытом с одной стороны, и магнитные, представляющие собой лепесток из диамагнитного материала; этот лепесток связан с подвижной системой и перемещается в поле постоянного магнита.

Примером воздушного успокоителя является успокоитель, применяемый в пневматическом указателе поворота. Магнитный успокоитель находит применение в электрических приборах, например, в измерителе термоэлектрического термометра. Применяется также обратная схема магнитного успокоителя в виде экрана из диамагнитного материала. Такие успокоители применяются в магнитоэлектрических логометрах с подвижным магнитом.

В некоторых авиационных приборах (например, в магнитных недистанционных компасах) успокоение достигается благодаря сопротивлению, оказываемому жидкостью вращению подвижной системы прибора, помещенной в эту жидкость и снабженной специальными усиками — успокоителями.

Глава II

ОСНОВЫ МЕХАНИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

§ 7. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ, ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЙ И КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ МЕХАНИКИ

При полете необходимы измерения различных величин, без знания которых полет на современных самолетах невозможен. К таким величинам относятся: скорость, высота и направление полета, а также величины, характеризующие работу двигателя, и др.

Измерить какую-либо величину — значит определить, в каком количественном соотношении она находится с другой величиной, условно принятой за единицу.

Результатом измерения является число, показывающее, сколько единиц измерения содержится в измеренной величине. Существуют основные и производные единицы измерения. Производные единицы могут быть выражены через основные, количество которых ограничено тремя. Существует несколько систем единиц измерения. Во всех системах, нашедших практическое применение, в качестве двух из трех основных единиц приняты единицы длины и времени. В качестве третьей единицы почти во всех системах принимается единица массы, но в так называемой технической системе единиц за третью основную единицу принята единица силы. Часто обе единицы (и массы и силы) носят одно и то же название, например килограмм.

В последнее время принята и получила наибольшее распространение практическая система единиц, обозначаемая тремя буквами MKS. В этой системе за единицу длины принят метр (*м*), за единицу массы — килограмм (*кг*) и за единицу времени — секунда (сек.).

Единицей силы в системе MKS считается сила, сообщающая массе в 1 *кг* ускорение в 1 *м/сек*². Для этой силы в последние годы принято название Ньютон (сокращенное обозначение *н*). Таким образом,

$$1\,н = 1\,\frac{кгм}{сек^2}.$$

В технической литературе до настоящего времени нередко единицу силы называют «килограмм-сила», считая этой единицей вес гири, масса которой принята за единицу в определенной точке земного шара. Пользуются также и термином «килограмм», если по тексту ясно, что речь идет о силе, а не о массе. Поскольку во многих случаях основные единицы измерения оказываются слишком велики или слишком малы, применяют более мелкие или более крупные десятичные единицы. Так, например, для измерения массы употребляют, помимо килограмма, такие единицы, как грамм, миллиграмм, тонна, а для измерения длины — сантиметр, миллиметр, микрон, ангстрем и др.

Для измерения значительного количества таких величин, как скорость, ускорение, мощность источника энергии, объем различных тел и др., из основных единиц образованы производные единицы. Так, за единицу скорости принимают отношение единицы длины к единице времени, за единицу мощности — отношение произведения из единиц силы и длины к единице времени, за единицу объема — произведение из трех единиц длины и т. д.

Изменение основных единиц измерения, естественно, приводит и к изменению производных единиц. Чтобы избежать при этом ошибок в расчетах, необходимо знать соотношения, которые связывают производные единицы с основными. Эти соотношения называются *формулами размерности.* При составлении формул размерности пользуются условными обозначениями физических величин, измеряемых основными единицами, например, длину обозначают L, время — T и массу M. С этими символическими обозначениями оперируют при различных математических действиях, как с алгебраическими величинами.

Для уяснения способа пользования такой символикой разберем несколько простых примеров.

1. Известно, что плотность γ какого-либо вещества математически выражается отношением массы M этого вещества к его объему v, т. е.

$$\gamma = \frac{M}{v}.$$

Размерность объема представляет собой произведение из трех величин длины, т. е.

$$[v] = L \cdot L \cdot L = L^3.$$

Для обозначения размерности производной единицы буквенные обозначения, входящие в уравнение, заключают обычно в квадратные скобки, а затем вместо них подставляют соответствующие символические обозначения основных единиц измерения:

$$[\gamma] = \frac{[M]}{[v]} = \frac{M}{L^3} = ML^{-3}.$$

Из полученного соотношения видно, что производная единица размерности плотности представляет собой отношение единицы массы к единице длины в третьей степени.

2. Известно, что скорость равномерного движения выражается отношением пройденного пути ко времени, в течение которого происходило это движение, т. е.

$$V=\frac{S}{t},$$

где V — средняя скорость движения;
S — пройденный путь;
t — время движения.

Размерность скорости найдем тем же способом:

$$[V]=\frac{[S]}{[t]}=\frac{L}{T},$$

т. е. размерность скорости есть отношение единицы длины к единице времени.

В рассмотренных примерах не говорится, какие именно основные единицы берутся: килограммы или тонны, метры или километры, секунды, минуты или часы — это зависит от того, в каких единицах измерялись вес, длина и время. Переход от одних единиц измерения к другим осуществляется следующим образом. Предположим, что нам нужно от первоначальных единиц скорости перейти к единицам, у которых длина в n раз и время в m раз меньше первоначальных. Для этого достаточно первоначальную единицу умножить на отношение $\frac{n}{m}$. Например, дана средняя скорость полета самолета $V=864$ *км/час*. Нужно определить скорость полета в метрах в секунду. В этом случае $n=1000$ (так как 1 *м* в 1000 раз меньше 1 *км*) и $m=60\times60=3600$ сек. Скорость полета, измеренная в меньших единицах, будет равна

$$V=864\,\frac{1000}{3600}=\frac{864}{3{,}6}=240\ \text{м/сек}.$$

При переходе к более крупным единицам измерения необходимо первоначальную величину разделить на отношение $\frac{n}{m}$. Например, скорость полета самолета $V=180$ *м/сек*. Нужно определить скорость полета в километрах в час. В этом случае, как и в предыдущем, $n=1000$ и $m=3600$, а скорость полета, измеренная в больших единицах, будет равна

$$V=180\,\frac{1000}{3600}=180\cdot3{,}6=648\ \text{км/час}.$$

Понятие о векторах

Векторными величинами, или просто *векторами,* называются такие физические величины, для характеристики которых необходимо знать не только их числовое значение, но и их направление. К таким величинам относятся скорость, ускорение, сила, магнитный поток и т. п.

Величины, для характеристики которых достаточно знать только их числовое значение, называются скалярными величинами или просто *скалярами*. Примерами таких величин могут служить длина, объем, энергия и т. п.

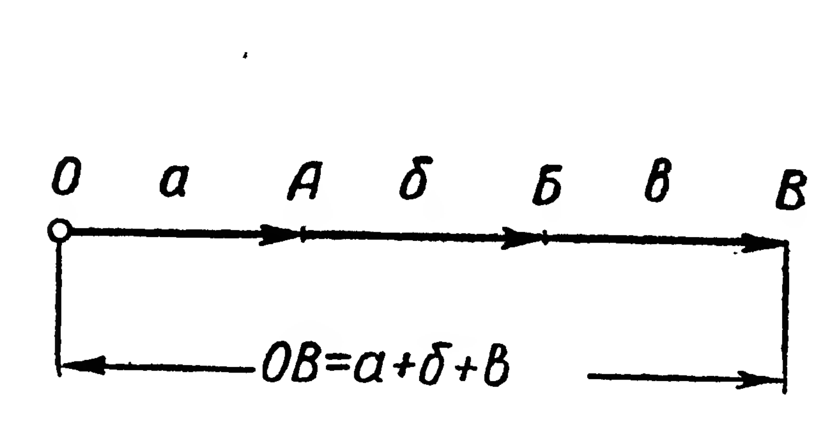
Вектор изображается графически в виде отрезка прямой, на котором обозначены начало и конец, и длина которого в каком-либо масштабе определяет числовое значение векторной величины. Начало вектора обозначается какой-либо буквой, а конец — стрелкой и какой-либо другой буквой. Записывается векторная величина одной или двумя буквами, например $\overline{A}$, $\overline{Б}$ или $\overline{OA}$, $\overline{AB}$, $\overline{CD}$ и т. д.

При записи векторной величины двумя буквами первая буква означает начало вектора, а вторая — конец его.

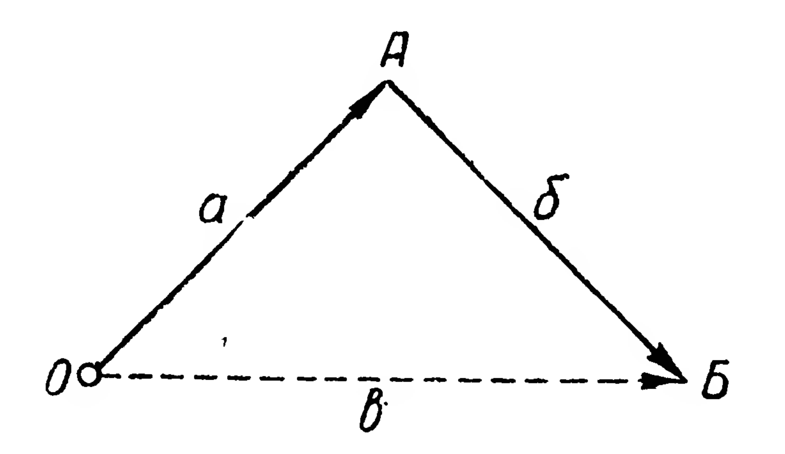
Всякую векторную величину можно представить состоящей из двух сомножителей — скалярной величины a и векторной $\overline{A}$, т. е.

$$\overline{OA} = a\overline{A}.$$

В связи с тем что векторные величины определяются не только числовым значением, но и направлением, для векторов имеются правила математических действий, несколько отличные от действий над скалярными величинами. Рассмотрим вкратце эти действия.



Фиг. 9. Сложение векторных величин, расположенных на одной прямой.



Фиг. 10. Геометрическое сложение перемещений точки.

Сложение векторов. На примере перемещения точки особенно наглядно может быть показано правило сложения векторов.

Символически векторная сумма записывается так же, как и алгебраическая, но при этом, во-первых, над буквенными обозначениями, как упоминалось выше, ставятся черточки для того, чтобы показать, что складываются именно векторные величины, а во-вторых, всегда следует иметь в виду, что алгебраически сложение таких величин можно производить только в тех случаях, когда векторы расположены на одной прямой (фиг. 9).

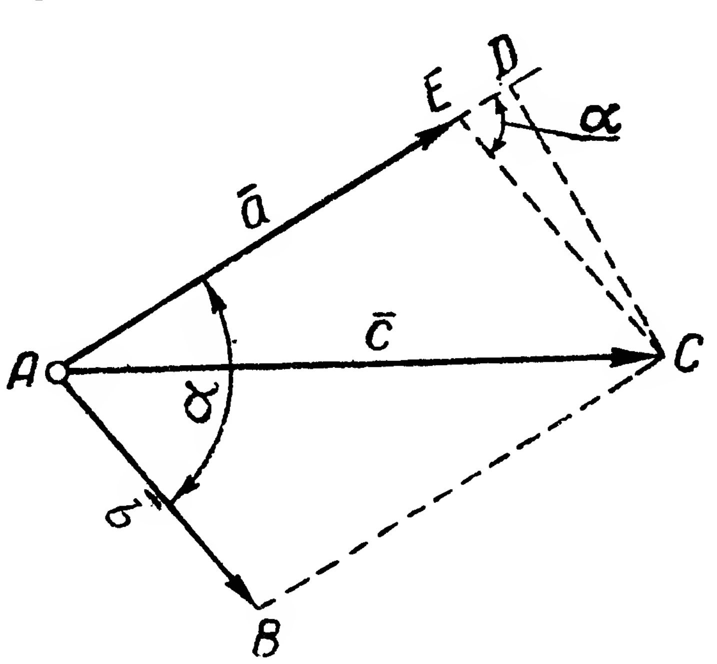
Предположим теперь, что точка, находившаяся в пункте O (фиг. 10), совершив перемещение со скоростью $\overline{a}$, оказалась в пункте A, из этого пункта со скоростью $\overline{б}$ она переместилась в пункт $Б$. Если бы точка двигалась не по пути $OAБ$, а по направлению $OБ$, с некоторой скоростью $\overline{в}$, то результат движения был бы тем же,

т. е. точка оказалась бы в том же пункте *Б*. Таким образом, перемещение *ОБ* является равнодействующим перемещением точки.

Определение равнодействующей двух или нескольких векторных величин и является векторным сложением. Этот способ сложения носит название правила параллелограмма.

Величину суммы двух векторов легко вычислить, если известны числовые величины a и b слагаемых векторов $\bar{a}$ и $\bar{b}$ и угол α между ними (фиг. 11). Для этого на продолжение одного из векторов (например вектора $\bar{a}$) опустим перпендикуляр CD из конца вектора $\bar{c}$. В этом случае вектор $\bar{c}$ будет гипотенузой треугольника ADC. Известно, что квадрат гипотенузы равен сумме квадратов катетов. Поэтому величину вектора $\bar{c}$ можно определить по формуле

$$\bar{c}^2 = (AD)^2 + (DC)^2. \qquad (1)$$



Фиг. 11. Вычисление суммы двух векторов, расположенных друг к другу под углом менее 180°.

В этом уравнении величины по числовым значениям равны

$$AD = AE + ED = \bar{a} + ED,$$

но $ED = EC \cos\alpha$, как прилежащий катет прямоугольного треугольника ECD; $DC = EC \sin\alpha$, как противолежащий катет того же треугольника, и $EC = \bar{b}$. Следовательно,

$$AD = \bar{a} + \bar{b}\cos\alpha \text{ и } DC = \bar{b}\cdot\sin\alpha. \qquad (2)$$

Подставляя эти величины в выражение (1), получим

$$\bar{c} = \sqrt{(\bar{a} + \bar{b}\cos\alpha)^2 + (\bar{b}\sin\alpha)^2}.$$

После преобразования величина вектора $\bar{c}$ будет равна

$$\bar{c} = \sqrt{\bar{a}^2 + 2\bar{a}\,\bar{b}\cos\alpha + \bar{b}^2}. \qquad (3)$$

Применяя эту формулу для частных случаев, получим:

1. Для случая, когда слагаемые векторы направлены одинаково, т. е. угол $\alpha = 0$, и, следовательно, $\cos\alpha = 1$,

$$\bar{c} = \sqrt{\bar{a}^2 + 2\bar{a}\,\bar{b} + \bar{b}^2} = \sqrt{(\bar{a} + \bar{b})^2} = \bar{a} + \bar{b}.$$

2. Для случая, когда слагаемые векторы направлены противоположно, т. е. $\alpha = 180°$, и, следовательно, $\cos\alpha = -1$,

$$\bar{c} = \sqrt{\bar{a}^2 - 2\bar{a}\,\bar{b} + \bar{b}^2} = \sqrt{(\bar{a} - \bar{b})^2} = \bar{a} - \bar{b}.$$

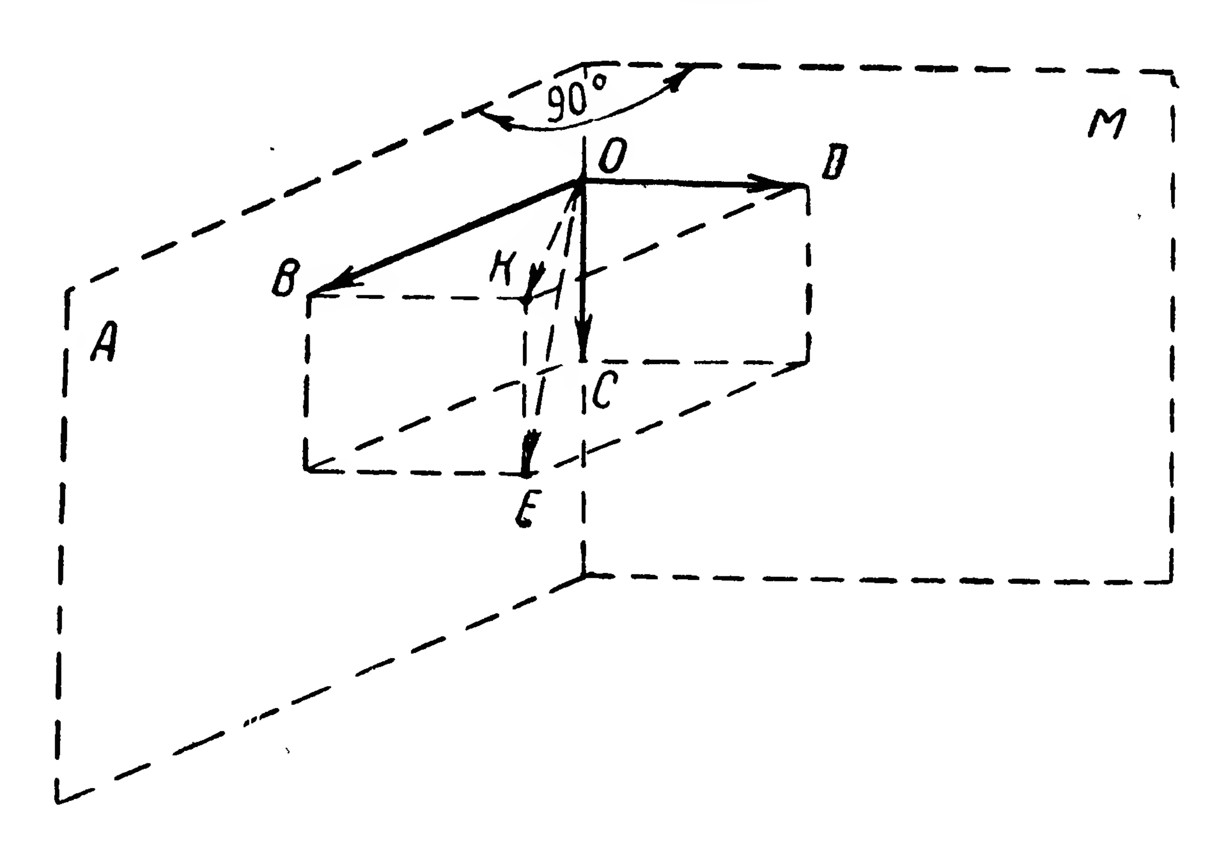
3. Для случая, когда слагаемые векторы взаимно перпендикулярны, т. е. $\alpha=90°$, и, следовательно, $\cos\alpha=0$,

$$\bar{c}=\sqrt{\bar{a}^2+\bar{b}^2},$$

т. е. величина результирующего вектора определяется гипотенузой треугольника, построенного на слагаемых векторах.

Правило параллелограмма может быть применено и к векторам, которые расположены в разных плоскостях. На фиг. 12 изображены векторы, расположенные в двух плоскостях:

OB — в плоскости A;
OD — в плоскости M;
OC — на линии пересечения плоскостей.



Фиг. 12. Сложение векторов, расположенных в трех взаимно перпендикулярных плоскостях.

Складывая сначала векторы $\overline{OB}$ и $\overline{OC}$ по правилу параллелограмма, получим вектор $\overline{OK}$, а складывая последний с вектором $\overline{OD}$, получим вектор OE, представляющий собой диагональ параллелепипеда, построенного на векторах $\overline{OB}$, $\overline{OC}$ и $\overline{OD}$.

Вычитание векторов. Разложение вектора на составляющие. Вычесть вектор $\bar{a}$ из вектора $\bar{б}$ — значит, найти такой третий вектор $\bar{в}$, который при сложении с вектором $\bar{a}$ дал бы равнодействующую, равную по величине и направлению вектору $\bar{б}$. Следовательно, пользуясь правилом сложения, рассмотренным выше, можем записать, что уменьшаемый вектор $\bar{б}$ будет равен сумме векторов $\bar{a}$ и $\bar{в}$, т. е.

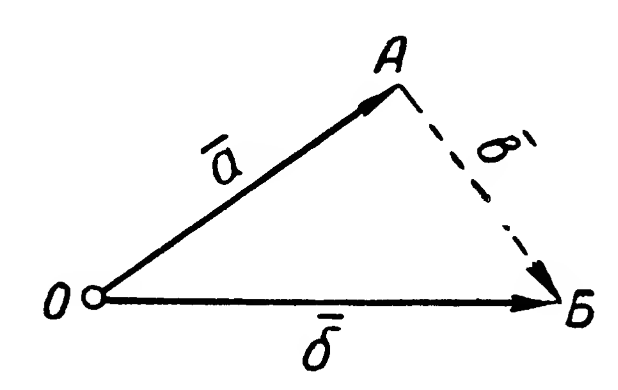
$$\bar{б}=\bar{a}+\bar{в};$$

отсюда искомый вектор $\bar{в}$ будет равен

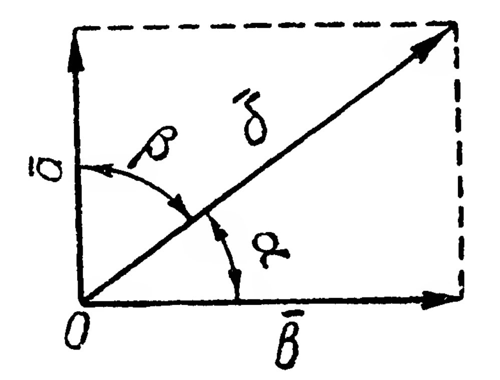
$$\bar{в}=\bar{б}-\bar{a}.$$

Как видно по фиг. 13, искомая разность (вектор $\bar{в}$) получается, если этот вектор провести из конца вычитаемого вектора к концу уменьшаемого.

Разложение вектора по двум заданным направлениям. Эта операция сводится к нахождению величины слагаемых векторов по заданной величине и заданному направлению слагаемых векторов. Для решения этой задачи из конца заданного результирующего вектора $\bar{б}$ (фиг. 13а) проводят линии, параллельные заданным направлениям слагающих векторов. Точки пересечения покажут концы искомых векторов $\bar{a}$ и $\bar{в}$.



Фиг. 13. Вычитание векторов:
вектор $\bar{a}$—вычитаемый; вектор $\bar{б}$—уменьшаемый; вектор $\bar{в}$—разность.



Фиг. 13а. Разложение вектора по двум заданным направлениям.

Разложение вектора возможно при соблюдении двух условий:

1. Разлагаемый вектор и прямые заданных направлений должны лежать в одной плоскости.

2. Сумма углов α и β должна быть не равна 180°.

Умножение вектора на скаляр. Эта операция сводится к обычному алгебраическому действию. При этом от умножения вектора на положительное число изменяется соответственно только его численное значение, а от умножения на отрицательное — изменяется, кроме численной величины, и его направление (на обратное).

Краткие сведения об основных видах движения

Любое перемещение твердого тела в пространстве может быть поступательным или вращательным или представлять собой сочетание поступательного и вращательного движения.

Поступательным движением называется такое перемещение, при котором все точки твердого тела движутся по одинаковым и параллельно расположенным траекториям, проходя одинаковые пути за одинаковые промежутки времени.

Вращательным движением называется такое движение, при котором одинаково перемещаются только те точки твердого тела, которые равно удалены от центра или оси вращения (фиг. 14).

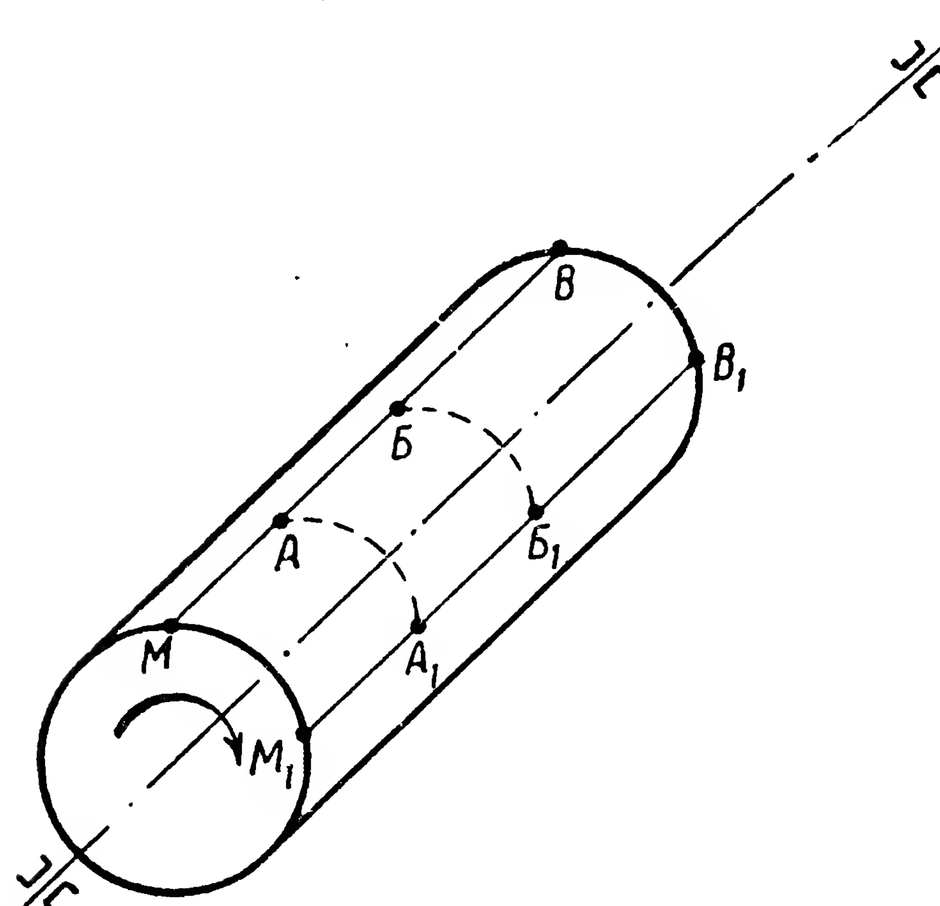
Простейшим видом поступательного движения является прямолинейное равномерное движение. Характерным для такого движения является то, что любая точка тела за равные промежутки времени проходит путь одинаковой длины, или другими словами: длина

пройденного пути прямо пропорциональна времени, в течение которого тело совершало движение.

Если обозначить пройденный путь через S, время движения t и скорость движения V, то пройденный равномерно движущимся телом путь будет равен

$$S = Vt, \text{ а скорость } V = \frac{S}{t}. \qquad (4)$$

Таким образом, скорость равномерного движения есть отношение пройденного пути ко времени, в течение которого это движение совершалось.



Фиг. 14. Вращательное движение тела.

Равномерно - переменное движение характеризуется тем, что за равные промежутки времени скорость меняется на одинаковую величину. Если, например, в начальный момент времени t_0 тело совершало движение со скоростью V_0, а по прошествии времени t со скоростью V_t, то разность между этими скоростями $V_t - V_0$ называется приращением скорости за время t.

Отношение приращения скорости ко времени t, являющееся при равномерно-переменном движении величиной постоянной, называется ускорением и характеризует собой приращение скорости в единицу времени, т. е. быстроту изменения скорости. Ускорение, следовательно, будет равно

$$a = \frac{V_t - V_0}{t}; \qquad (5)$$

скорость к моменту времени t будет равна

$$V_t = V_0 + at,$$

где a — ускорение.

Размерность ускорения получим, если разделим размерность скорости на размерность времени, т. е.

$$[a] = \frac{[V]}{[t]} = \frac{L}{T} : T = \frac{L}{T^2}.$$

Из полученного соотношения видно, что ускорение измеряется отношением единицы длины к единице времени в квадрате. Обычно за единицу ускорения принимают *м/сек²* (метр в секунду за секунду).

При равномерно-переменном движении скорость может как возрастать, так и убывать. Соответственно этому ускорение будет положительным или отрицательным, а движение — равномерно-ускоренным или равномерно-замедленным.

Скорость и ускорение, определяемые отношением единиц длины к единицам времени, называются линейными скоростью и ускорением.

Средняя линейная скорость и среднее ускорение. При равномерно-переменном движении величину пройденного телом пути нельзя определить только по одной начальной или по одной конечной скорости. Поэтому при вычислении величины пройденного пути в случае равномерно-переменного движения пользуются средней скоростью движения, которая равна полусумме начальной и конечной скоростей, т. е.

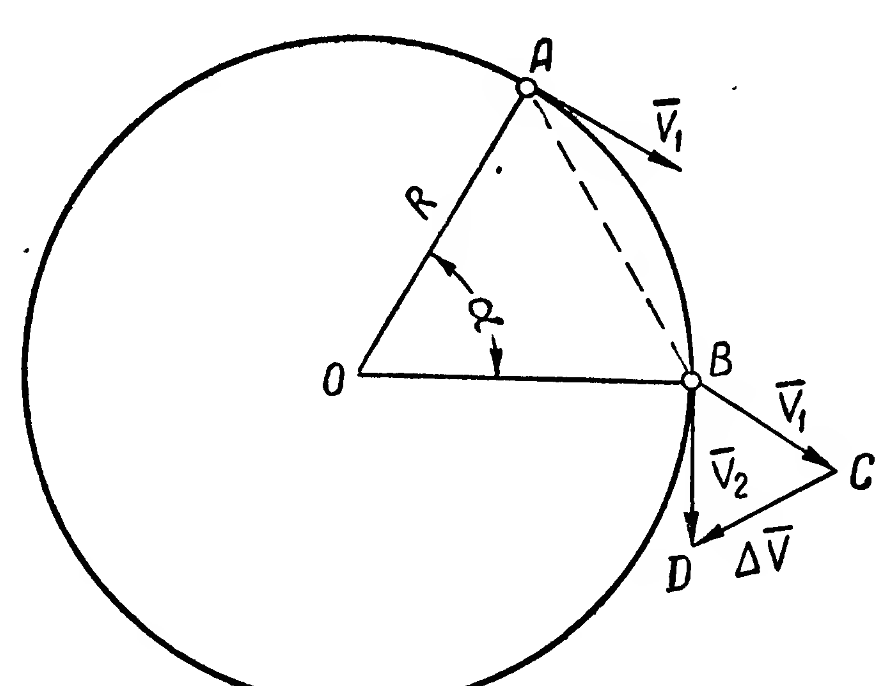
$$V_{ср} = \frac{V_0 + V_t}{2}. \qquad (6)$$

Подставляя вместо конечной скорости V_t ее значение из уравнения (5), получим

$$V_{ср} = \frac{V_0 + V_0 + at}{2} = V_0 + \frac{at}{2}. \qquad (7)$$

Путь, пройденный за время t, будет равен

$$S = V_{ср}t = V_0 t + \frac{at^2}{2}. \qquad (8)$$



Фиг. 15. Равномерное движение точки по окружности.

Скорость и путь при равномерно-замедленном движении выражаются теми же уравнениями, только знак плюс (+) перед вторым членом правой части уравнений (7) и (8) меняется на знак минус (—).

Равномерное движение точки по окружности. Пусть в некоторый момент времени t_1 движущаяся по окружности точка находилась в пункте A (фиг. 15), имея в этот момент скорость $\overline{V}_1$. Эта скорость в любой данный момент времени совпадает с направлением касательной к окружности в той ее точке, где в этот момент находится движущаяся точка A.

В следующий момент времени t_2 движущаяся точка оказалась в пункте B, имея в этот момент скорость $\overline{V}_2$, одинаковую по величине со скоростью $\overline{V}_1$, но отличную от нее по направлению.

Абсолютные величины векторов скоростей $\overline{V}_1$ и $\overline{V}_2$ равны между собой, но сами векторы друг другу не равны, так как имеют разные направления. Найдем разность между этими векторами, для чего проведем из точки B вектор $\overline{BC}$, равный по величине и направлению вектору скорости $\overline{V}_1$. Разность между векторами $\overline{V}_2$ и $\overline{V}_1$ согласно предыдущему представится вектором $\overline{CD}$, проведенным из конца вы-

читаемого вектора $\overline{V}_1$ к концу уменьшаемого вектора $\overline{V}_2$. Таким образом, при равномерном вращательном движении в отличие от равномерного поступательного движения имеется векторная разность между последующей и предыдущей скоростями, т. е. имеется изменение скорости за некоторый промежуток времени (t_2-t_1), или, иначе говоря, имеет место ускорение. Но в действительности абсолютная величина скорости не меняется, так как нами рассматривается равномерное движение точки по окружности. Из этого условия следует заключить, что вектор ускорения, возникающего при равномерном вращательном движении, обязательно перпендикулярен в каждый данный момент вектору скорости; в противном случае имелась бы проекция ускорения на направление скорости и вращение не было бы равномерным.

В то же время направление скорости всегда перпендикулярно радиусу вращения; следовательно, ускорение в каждый момент времени направлено по радиусу вращения в направлении к центру. Поэтому оно называется *центростремительным ускорением*.

Величину ускорения можно определить, пользуясь подобием треугольников AOB и CDB:

$$\frac{DC}{BC}=\frac{AB}{AO}; \text{ но } DC=\overline{V}_2-\overline{V}_1, \; BC=\overline{V}_1 \text{ и } AO=R.$$

Подставляя найденные величины, получим

$$\frac{\overline{V}_2-\overline{V}_1}{V}=\frac{AB}{R} \quad \text{или} \quad \overline{V}_2-\overline{V}_1=\frac{AB\cdot V}{R}.$$

Величина AB представляет собой хорду дуги $\overset{\frown}{AB}$. Если промежуток времени между предыдущими и последующими перемещениями точки очень мал и равен Δt, то с большой степенью точности можно считать, что хорда AB равна дуге $\overset{\frown}{AB}$. Но дуга $\overset{\frown}{AB}$ представляет собой соответствующий времени Δt путь ΔS, пройденный движущейся точкой (значок Δ показывает, что величины Δt и ΔS очень малы).

При постоянной линейной скорости V путь, пройденный движущейся точкой, как уже сказано, выражается произведением скорости на время:

$$\Delta S=\overset{\frown}{AB}=V\Delta t.$$

С другой стороны, разность векторов скоростей $\overline{V}_2$ и $\overline{V}_1$ за малый промежуток времени также очень мала и равна $\overline{V}_2-\overline{V}_1=\Delta V$ или

$$\Delta V=\frac{AB\cdot V}{R}=\frac{V\Delta t\, V}{R}. \qquad (9)$$

Отношение разности векторов скорости к времени представляет собой ускорение

$$\frac{\Delta V}{\Delta t} = a_n$$

(индекс n означает, что ускорение нормально линейной скорости).

Подставляя вместо скорости ΔV ее значение из равенства (9), получим

$$a_n = \frac{V^2 \Delta t}{R \Delta t} = \frac{V^2}{R}. \qquad (10)$$

Полученная формула выражает величину центростремительного ускорения точки, вращающейся с постоянной скоростью по окружности радиуса R.

При неравномерном вращательном движении, кроме центростремительного (или нормального) ускорения, возникает так называемое тангенциальное ускорение. Центростремительное ускорение не влияет на величину скорости, а изменяет только ее направление, а тангенциальное ускорение a_τ, будучи направлено так же, как скорость (по касательной к окружности), изменяет величину скорости вращения, не оказывая влияния на направление скорости.

При равномерно-переменном вращении тангенциальное ускорение определяется отношением разности абсолютных величин скорости к времени, в течение которого происходило изменение скорости. Если в некоторый момент времени t_1 скорость была V_1, а в момент времени t_2 она равнялась V_2, то тангенциальное ускорение будет равно

$$a_\tau = \frac{V_2 - V_1}{t_2 - t_1}. \qquad (10а)$$

Угловая скорость и угловое ускорение. При вращательном движении принято пути, проходимые вращающимся телом, измерять угловыми единицами — градусами или радианами. При этом напомним, что радианом называется центральный угол, длина дуги которого равна радиусу, т. е. радиан равен $\frac{360°}{2\pi} = 57°19' 29''$. Если точка, лежащая на окружности, повернулась вокруг центра O на угол α, то этот угол и будет характеризовать путь, пройденный движущейся по окружности точкою. Если вращение совершалось равномерно, то отношение величины этого угла к времени вращения будет представлять собою угловую скорость вращения, т. е.

$$\omega = \frac{\alpha}{t}, \qquad (11)$$

где ω — угловая скорость вращения, которую принято измерять в радианах в секунду или в градусах в секунду.

Угловая скорость, как и линейная, является векторной величиной, но в отличие от вектора линейной скорости вектор угловой скорости откладывается на оси вращения. При этом руководствуют-

ся следующим правилом: вектор должен быть отложен так, что если смотреть на вращающееся тело с конца вектора, то вращение должно представляться совершающимся против часовой стрелки (фиг. 16).

Если скорость в равные промежутки времени неодинакова, то вращение называется неравномерным и в этом случае будет действовать угловое ускорение.

Фиг. 16. Правило направления вектора угловой скорости.

При равномерно-переменном вращении (когда за равные промежутки времени угловая скорость изменяется на одну и ту же величину) угловое ускорение будет выражаться отношением приращения угловой скорости ко времени, в течение которого происходило это приращение, т. е.

$$\varepsilon = \frac{\omega_2 - \omega_1}{t} = \frac{\Delta\omega}{t},$$

где ε — угловое ускорение;

ω_1 — угловая скорость в начальный момент времени t_1;

ω_2 — угловая скорость в какой-либо последующий момент времени t_2;

t — разность между последующим временем t_2 и начальным временем t_1.

Угловая скорость и угловой путь выражаются через угловое ускорение аналогично линейной скорости:

$$\omega_t = \omega_0 + \varepsilon t; \qquad (12)$$

$$\alpha = \omega_0 t + \frac{\varepsilon t^2}{2}. \qquad (13)$$

Вектор ускорения откладывается так же, как и вектор скорости, по оси вращения, причем если ускорение положительное (скорость увеличивается), то направление векторов ускорения и скорости одинаковы. Если же ускорение отрицательное (скорость уменьшается), то вектор его направлен противоположно вектору скорости.

Между угловыми и линейными величинами движения точки по окружности существует простая зависимость: если точка движется по окружности радиуса R с числом оборотов n, совершенных за время t, то линейный путь точки за это время выразится произведением длины окружности на число оборотов, т. е.

$$S = 2\pi R n.$$

Величина 2π представляет собой число радианов, заключенных в полной окружности, а произведение 2 — число радианов, пройденных точкой за время t, иначе говоря, $2\pi n$ есть не что иное, как угловой путь α движущейся точки за время t, т. е.

$$2\pi n = \alpha.$$

Поэтому линейный путь движущейся по окружности точки равен

$$S = \alpha \cdot R;$$

средняя линейная скорость равна

$$V = \frac{S}{t} = R\frac{\alpha}{t} = R \cdot \omega, \quad (14)$$

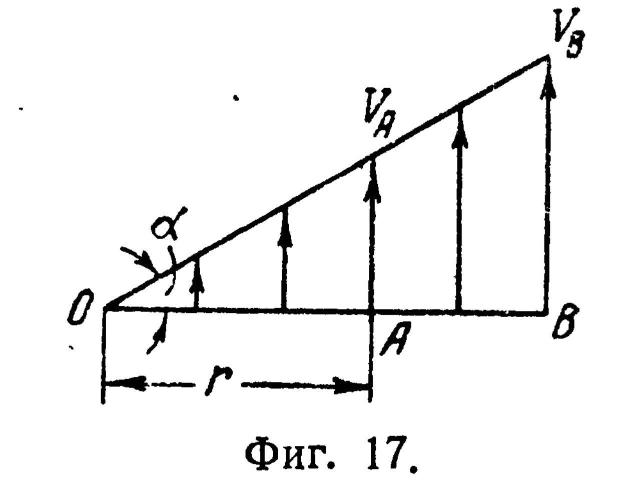
а среднее линейное ускорение равно

$$a = \frac{V}{t} = R\frac{\omega}{t} = R\varepsilon. \quad (15)$$

Таким образом, линейные путь, скорость и ускорение определяются умножением соответствующих угловых величин на радиус вращения.

План скоростей при вращательном движении

Скорости различных точек, расположенных на радиусе вращающегося тела, можно определить путем графического построения, называемого *планом скоростей,* или треугольником скоростей. Для такого графического построения достаточно знать линейную скорость какой-либо одной точки, лежащей на радиусе вращающегося тела.



Фиг. 17.

Предположим, что радиус $R = OB$ (фиг. 17) какого-либо тела имеет центром вращения точку O и что линейная скорость конца радиуса (точка B) известна и равна V_B. Отложив вектор этой скорости из точки B перпендикулярно радиусу вращения R и соединив конец вектора с точкой O, получим треугольник OV_BB, внутри которого любая линия, параллельная вектору V_B, будет представлять собой вектор скорости соответствующей точки, лежащей на радиусе r вращающегося тела.

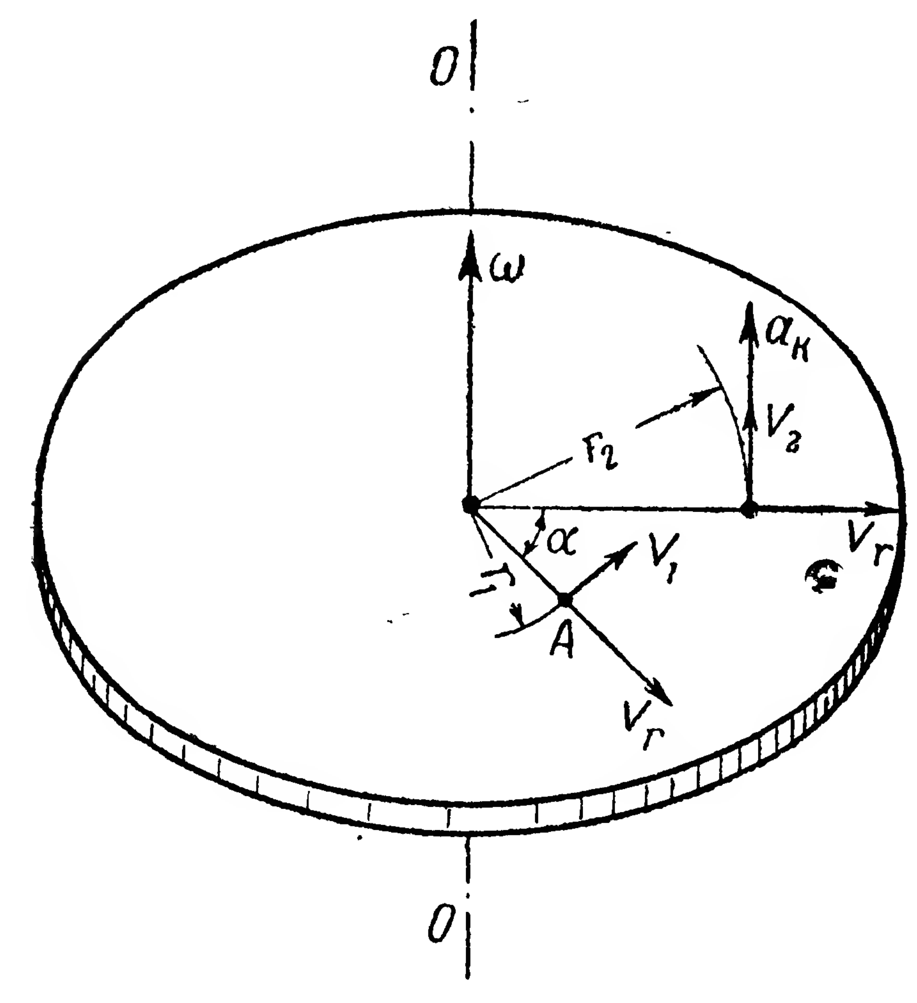
Относительное и переносное движение. Кориолисово ускорение

Если тело совершает только одно какое-либо движение (вращательное или поступательное), то такое движение называется простым. Но тело может совершать одновременно несколько движений. Например, воздушный винт летящего самолета совершает одновременно два основных движения: вращательное относительно оси коленчатого вала и поступательное вместе с самолетом. Вращательное движение винта совершается относительно координатных осей самолета, перемещающихся в пространстве вместе с самолетом, а поступательное движение его происходит относительно неподвижной системы координат (например, места вылета).

Чтобы различить эти два вида движения, условились собственное движение тела (в нашем случае вращение винта) называть

относительным движением, а перемещение его относительно не связанной с ним системы координат (в нашем случае поступательное движение) — переносным движением.

Представим себе диск, вращающийся вокруг оси симметрии $O—O$ (фиг. 18) с угловой скоростью ω. На этом диске расположена некоторая материальная точка A, не связанная жестко с диском, а потому имеющая возможность передвигаться по направлению от центра вращения к краям диска. В этом случае точка A будет совершать сложное движение: относительное движение от центра к краям диска и переносное движение вокруг оси $O—O$.



Фиг. 18. Сложное движение точки A, состоящее из поступательного и вращательного движений.

Пусть эта точка движется в направлении от центра к краям диска с равномерной линейной скоростью V_r. Если в начальный момент t_1 точка находилась от центра вращения на расстоянии r_1, то в этот момент ее окружная линейная скорость была равна

$$V_1 = \omega r_1.$$

В следующий момент t_2 точка A оказалась от центра на расстоянии r_2, и ее окружная линейная скорость стала равной

$$V_2 = \omega r_2.$$

Из принятого условия, что точка A движется в радиальном направлении с равномерной скоростью, нетрудно определить увеличение расстояния точки от центра диска к моменту времени t_2. Если обозначить разность $t_2—t_1$ через t, то $r_2=r_1+V_r t$, и, следовательно, окружная линейная скорость в момент t_2 будет равна

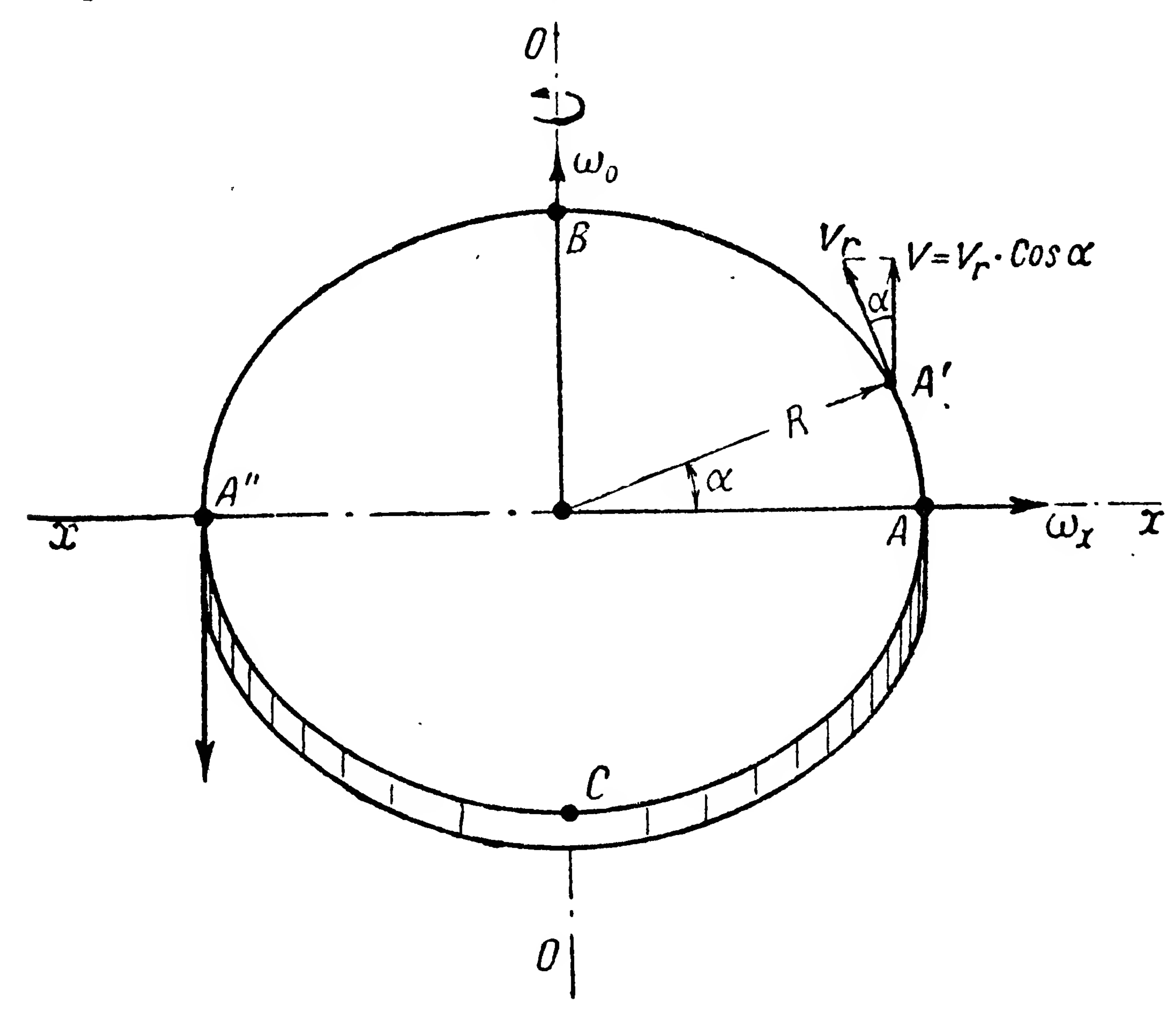
$$V_2 = \omega (r_1 + V_r t) = \omega r_1 + \omega V_r t.$$

Таким образом, несмотря на то что диск вращается и точка A движется в радиальном направлении равномерно, окружная линейная скорость точки возросла на величину $\omega V_r t$. Кроме того, изменилось и направление движения точки, так как вектор скорости $\overline{V_2}$ расположен по отношению к вектору скорости $\overline{V_1}$ под углом α. Отсюда следует, что на точку A действовало одновременно два ускорения — одно изменяло величину скорости, а другое — ее направление.

Результирующая величина этих двух ускорений называется *кориолисовым ускорением*. В теоретической механике доказывается следующее:

1) Кориолисово ускорение $a_к$ создается только составляющей относительной скорости V_r, перпендикулярной к переносной скорости V_e, (V_e в данном случае любая из скоростей V_1, V_2... V_n, которыми обладает точка A, находясь на каком-либо расстоянии R_1, R_2... R_n от центра диска).

Нетрудно видеть, что в нашем случае относительная скорость V_r направлена в каждый данный момент по радиусу диска, а переносная скорость V_e — по касательной.



Фиг. 19. Сложное движение точки A, состоящее из двух вращательных движений.

2) Кориолисово ускорение $a_к$ равно удвоенному произведению относительной скорости V_r на угловую скорость переносного вращения:

$$a_к = 2V_r\omega, \tag{16}$$

где ω — угловая скорость переносного вращения.

Направление кориолисова ускорения определяется поворотом вектора относительной скорости V_r на 90° по направлению вращения. Следовательно, в нашем случае кориолисово ускорение всегда направлено в сторону вращения, т. е. совпадает с направлением вектора переносной скорости.

Если вращающийся вокруг своей оси симметрии диск одновременно поворачивается вокруг какой-либо другой оси $x—x$, то все точки, составляющие диск, будут участвовать в сложном движении (фиг. 19). При этом вращение диска вокруг оси симметрии $O—O$ можно рассматривать как относительное движение, а вращение вокруг оси $x—x$ как переносное.

Допустим, что угловая скорость относительного вращения равна ω_0, а угловая скорость переносного вращения ω_x; тогда относительная линейная скорость точки, расположенной на ободе диска, равна

$$V_r = \omega_0 R,$$

где R — радиус диска.

Выше говорилось, что кориолисово ускорение создается только относительной скоростью, вектор которой перпендикулярен вектору переносной скорости.

В рассматриваемом нами случае векторы относительной линейной скорости перпендикулярны к вектору переносной скорости ω_x только для тех точек, которые лежат на оси x—x переносного вращения. Поэтому согласно предыдущему для точки A кориолисово ускорение равно

$$a_{к_1} = 2V_r\omega_x = 2\omega_0\omega_x R.$$

Но как только точка A переместится по окружности на угол α и займет положение A', в создании кориолисова ускорения будет участвовать уже не вся скорость V_r, а только ее составляющая V, перпендикулярная к вектору ω_x. Как видно по фиг. 19, эта составляющая равна

$$V = V_r \cos\alpha.$$

Поэтому кориолисово ускорение в этой точке будет равно

$$a_к = 2V_r\omega_x \cos\alpha = 2\omega_0\omega_x R\cos\alpha. \qquad (17)$$

Последнее уравнение показывает, что кориолисово ускорение не является в рассматриваемом случае величиной постоянной, а изменяется как по величине, так и по направлению. Если угол $\alpha=0$ (точка A лежит справа от центра вращения), то $\cos\alpha=1$ и кориолисово ускорение $a_к=2\omega_0\omega_x R$; если точки B или C находятся в данный момент по отношению к точке A под углом 90° или 270°, то $\cos\alpha=0$ и $a_к=0$; если точка находится под углом $\alpha=180°$ (точка A''), то $\cos\alpha=-1$ и $a_к=-2\omega_0\omega_x R$.

Это крайне элементарное изложение понятия о кориолисовом ускорении читателю важно усвоить для облегчения понимания свойств гироскопа с тремя степенями свободы, применяемого во многих авиационных приборах.

Сила и ее измерение

О силах можно судить только по производимым ими действиям. Если, например, требуется изменить состояние покоя или движения какого-либо тела, или изменить в той или иной степени форму (т. е. произвести деформацию) тела, то необходимо приложить определенное усилие.

В первом случае говорят о динамическом, а во втором — о статическом действии силы.

Между массой тела, силой и вызываемым ею ускорением существует известная связь: величина ускорения тела пропорциональна величине действующей на него силы и обратно пропорциональна массе этого тела:

$$a = \frac{P}{m} \quad \text{или} \quad P = ma,$$

где P — сила;
m — масса тела;
a — ускорение.

Зная величину действующей силы и массу тела, можно определить величину создаваемого силой ускорения или, наоборот, зная массу тела и ускорение, можно подсчитать величину силы, вызвавшей это ускорение.

Приведенные формулы дают возможность определить силу путем сравнения ускорений, сообщенных одному и тому же телу.

Между силой тяжести, массой тела и ускорением силы тяжести существует аналогичная зависимость:

$$P = mg \quad \text{и} \quad m = \frac{P}{g},$$

где g — ускорение силы тяжести, равное 9,81 $м/сек^2$.

Момент силы. В случаях, когда сила приложена на некотором расстоянии от центра вращения тела, она вызывает или стремится вызвать вращательное движение тела, причем эффект ее действия зависит не только от величины и направления силы, но и от расстояния между точкой ее приложения и центром (или осью) вращения тела. Одинаковые по величине и направлению силы будут действовать неодинаково на одно и то же тело, если расстояние между точкой приложения силы и центром вращения тела, называемое плечом силы, будет разным.

Фиг. 20. Момент силы P относительно точки O.

Допустим, что на тело A действует сила P, причем тело A жестко связано с неподвижным центром вращения O, т. е. тело под действием силы P будет вращаться по окружности радиуса r (фиг. 20). Опустив перпендикуляр OK на направление силы P, получим плечо силы $OK = l$ относительно точки O.

Произведение силы на плечо называется моментом. Следовательно, момент силы P равен

$$M = Pl.$$

Момент силы, как и сама сила, величина векторная, а его размерность, как нетрудно видеть, равна произведению единиц силы и длины.

Легко доказать, что вращающий момент равен проекции силы P на направление касательной в точке приложения силы, умноженной на радиус вращения. Для этого разложим силу P на две составляющие: силу P_1 по направлению касательной AD и силу Q по направлению OB перпендикулярно к этой касательной. По фиг. 20 видно, что $P_1 = P\cos\alpha$.

Из подобия треугольников AOK и ACD находим

$$\frac{AD}{OK} = \frac{AC}{r}.$$

Но $AD = P_1$, $OK = l$ и $AC = P$. Следовательно, $\frac{P_1}{l} = \frac{P}{r}$ или $Pl = P_1r$. Левая часть равенства представляет собой момент M_0 силы P относительно точки O и поэтому

$$M_0 = P_1r = rP\cos\alpha. \tag{18}$$

Если на тело A действует несколько сил, различных по величине и направлению, то равнодействующий момент их относительно центра вращения будет равен произведению проекции равнодействующей силы на направление вращения и радиуса вращения тела.

Составляющая силы Q, направленной по радиусу вращения, очевидно, уравновешивается сопротивлением связи между вращающимся телом и центром вращения. Эта сила называется *центробежной силой*. Величина ее пропорциональна массе m вращающегося тела и величине центростремительного ускорения a_n, т. е.

$$Q = a_nm.$$

Если вращение равномерное, то

$$Q = m\frac{V^2}{R},$$

где V — линейная окружная скорость;
R — радиус вращения тела.

Момент силы играет большую роль при рассмотрении всякого вращательного движения, с чем мы в дальнейшем часто будем встречаться. Вектор момента принято откладывать по направлению вектора ускорения.

Импульс силы. Равные по величине силы, действуя на тела с одинаковыми массами, будут давать разные результаты, если время

их действия будет разное. Чтобы иметь возможность сравнивать результаты движения тел, вызванных действием сил различной величины при различной продолжительности их действия, введено понятие *импульса силы*. Импульсом силы называется произведение величины силы на время ее действия. При условии постоянства силы во все время t ее действия импульс силы будет равен:

$$\text{импульс силы} = P \cdot t.$$

Если выразить силу P через массу m и ускорение a, то получим

$$Pt = atm.$$

Но $at = V$, следовательно,

$$Pt = mV. \qquad (19)$$

Произведение массы тела на скорость его движения называется *количеством движения*. Одинаковые по величине силы, действуя с одинаковой продолжительностью на тела с различными массами, создают равные количества движения.

При вращательном движении сравнивают импульсы моментов. Импульс момента аналогично импульсу силы представляет собой произведение величины момента на время его действия:

$$\text{импульс момента} = M \cdot t.$$

Но $M = PR$, где R — плечо силы. Поэтому

$$Mt = PRt = mVR.$$

Из предыдущего известно, что линейная скорость вращения выражается через угловую скорость произведением $V = \omega \cdot R$. Поэтому импульс момента определится через угловую скорость уравнением

$$Mt = \omega m R^2.$$

Произведение массы тела на квадрат расстояния от центра тяжести тела до центра вращения называется *моментом инерции* и обозначается буквой J, т. е.

$$J = mR^2. \qquad (20)$$

Подставляя в предыдущее уравнение обозначение момента инерции, получим

$$Mt = J\omega. \qquad (21)$$

Уравнение (21) показывает, что импульс момента равен моменту инерции, умноженному на величину угловой скорости вращения.

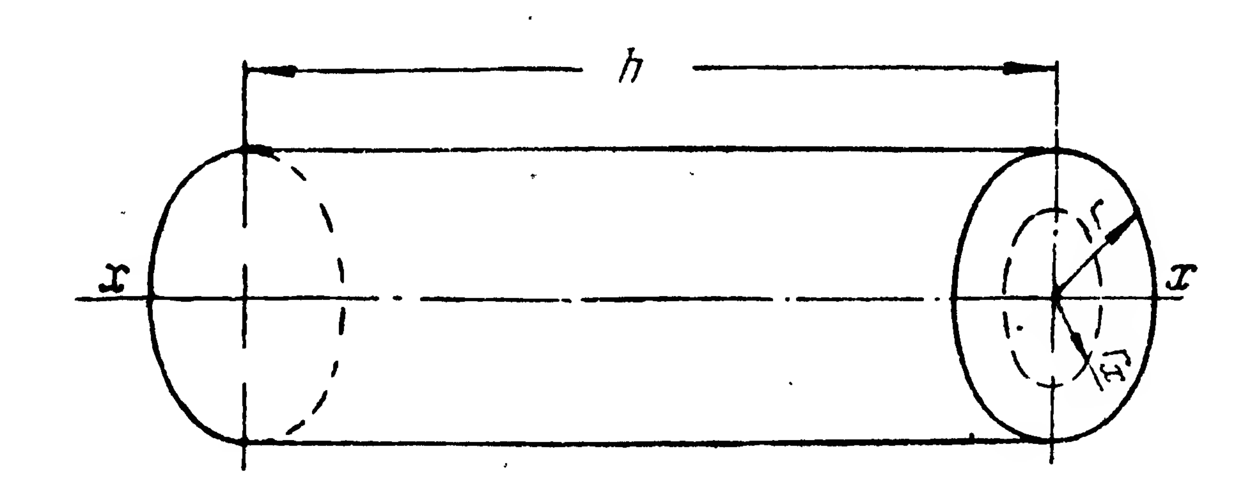
Импульс момента, который иначе называют *кинетическим моментом*, тем больше, чем больше масса тела, чем больше расстояние от центра тяжести тела до оси вращения и чем больше скорость вращения. Связь между моментом инерции, моментом силы и угло-

вым ускорением аналогична той, которая существует между массой, силой и линейным ускорением в прямолинейном движении, т. е.

$$M = J\varepsilon \quad \text{или} \quad \varepsilon = \frac{M}{J}, \tag{22}$$

где ε — угловое ускорение.

Моменты инерции однородных тел простейших и наиболее часто встречающихся геометрических форм могут быть подсчитаны с помощью элементарной математики.



Фиг. 21. Момент инерции сплошного цилиндрического тела относительно продольной оси симметрии.

Например, момент инерции сплошного цилиндра относительно продольной оси x—x (фиг. 21) найдем следующим образом.

Если разделить площадь основания цилиндра на равные части, то центр тяжести каждой части относительно оси x—x будет лежать на окружности радиуса r_x, т. е. $\pi r_x^2 = \pi r^2 - \pi r_x^2$;

$$r_x^2 = \frac{r^2}{2}.$$

Момент инерции каждой части равен $J = mr_x^2$. Момент инерции всего сплошного цилиндра относительно продольной оси x—x будет равен

$$J = \frac{mr^2}{2}.$$

Масса тела m равна объему цилиндра, умноженному на удельный вес и деленному на ускорение силы тяжести:

$$m = \frac{\pi r^2 h \gamma}{g},$$

где γ — удельный вес;

h — высота цилиндра.

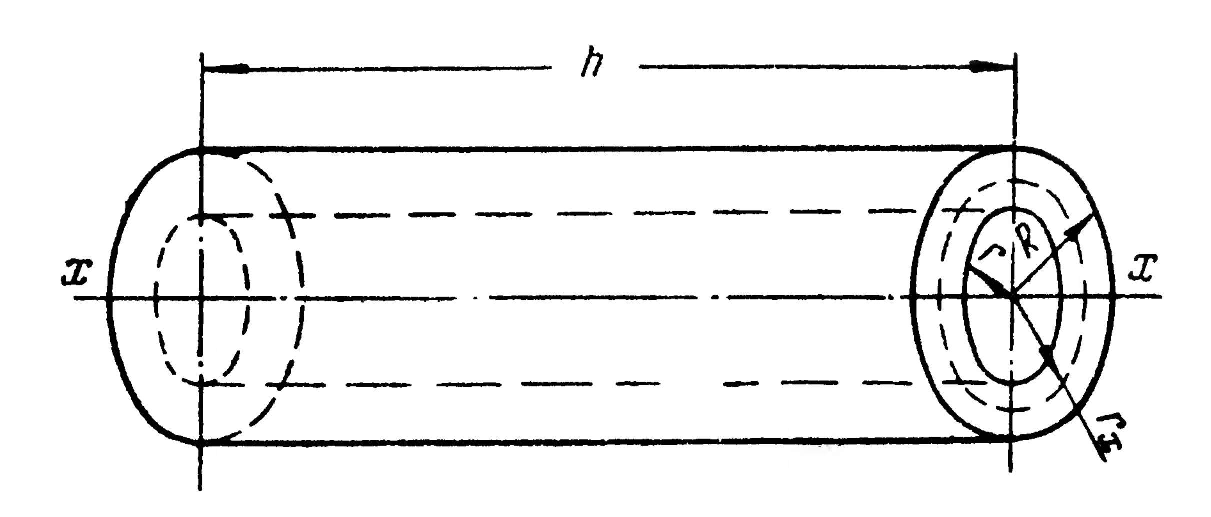
Следовательно, момент инерции цилиндра равен

$$J = \frac{\pi r^4 h\gamma}{2g}.$$

Момент инерции полого цилиндра. (фиг. 22) равен

$$J = \frac{\pi h \gamma}{2g}(R^4 - r^4),$$

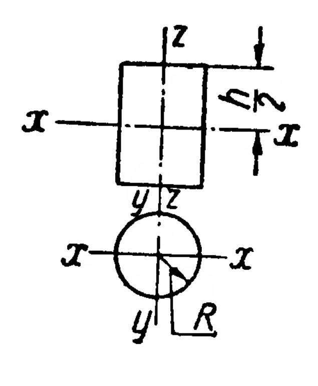
где R — внешний радиус цилиндра;
r — внутренний радиус цилиндра.

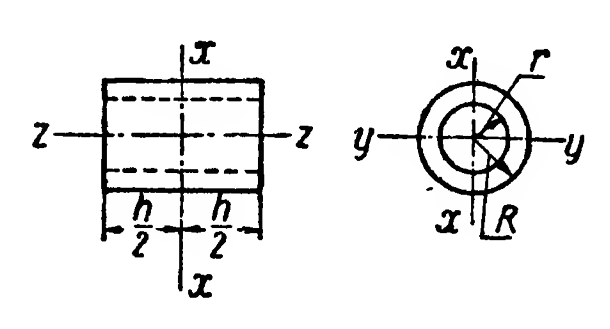
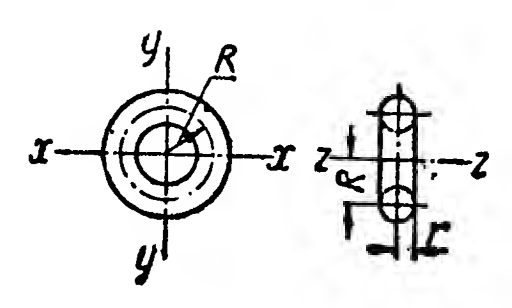
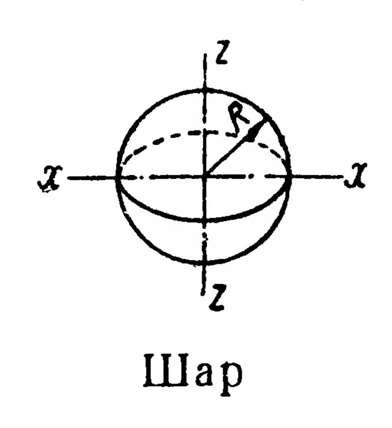


Фиг. 22. Момент инерции полого цилиндра относительно продольной оси симметрии.

Моменты инерции некоторых наиболее часто встречающихся в технике геометрических тел даны в табл. 1.

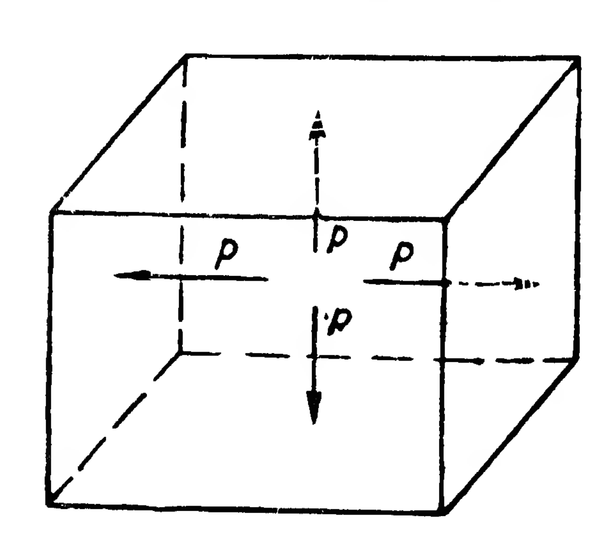
Таблица 1

Геометрические тела	Момент инерции
Параллелепипед	Относительно оси $z - z$ $J_z = \frac{m}{12}(a^2 + b^2)$. Относительно оси $x - x$ $J_x = \frac{m}{12}(h^2 + a^2)$. Относительно оси $y - y$ $J_y = \frac{m}{12}(h^2 + b^2)$
 Цилиндр	Относительно оси $z - z$ $J_z = \frac{m}{2}R^2$. Относительно осей $x - x$, $y - y$ $J_x = J_y = \frac{m}{2}\left(\frac{R^2}{4} + \frac{h^2}{12}\right)$

Геометрические тела	Момент инерции
 Полый цилиндр	 Относительно оси $z-z$ $J_z = \frac{m}{2}(R^2+r^2).$ Относительно осей $x-x$, $y-y$ $J_x = J_y = m\left(\frac{h^2}{12}+\frac{R^2+r^2}{4}\right)$
 Кольцо	Относительно оси $z-z$ $J_z = m\left(R^2+\frac{3}{4}r^2\right).$ Относительно осей $x-x$, $y-y$ $J_x = J_y = m\left(\frac{R^2}{2}+\frac{5}{8}r^2\right)$
 Шар	Относительно осей $x-x$, $y-y$, $z-z$ $J_x=J_y=J_z=\frac{2}{5}mR^2.$

Давление газов

Окружающий нас воздух представляет собой газовую смесь, основными компонентами которой являются азот (около 79%) и кислород (около 21%). Если любую смесь газов, в том числе и воздух, заключить в замкнутый сосуд (фиг. 23) и создать внутри давление p, то давление на стенки сосуда будет распределяться равномерно и нормально к ним.



Фиг. 23. Давление газа, заключенного в замкнутый сосуд.

Давление газов зависит от температуры. Эта зависимость определяется формулой

$$p = p_0(1+\alpha T_1), \tag{23}$$

где p — давление, соответствующее температуре T_1;

p_0 — давление газа при температуре T_0;

α — температурный коэффициент изменения давления при изменении температуры на 1°;

T_1 — температура газа в данный момент;

T_0 — температура, соответствующая нормальным условиям ($T_0 = 273° + 20° = 293°$ С).

Температурный коэффициент α, различный для каждого газа и для каждой смеси газов, определяется экспериментальным путем и дается в соответствующих таблицах.

Кроме зависимости между давлением газа и температурой, существует зависимость между объемом и давлением газа (для данной массы газа), выражаемая уравнением

$$p_0 v_0 = p_1 v_1$$

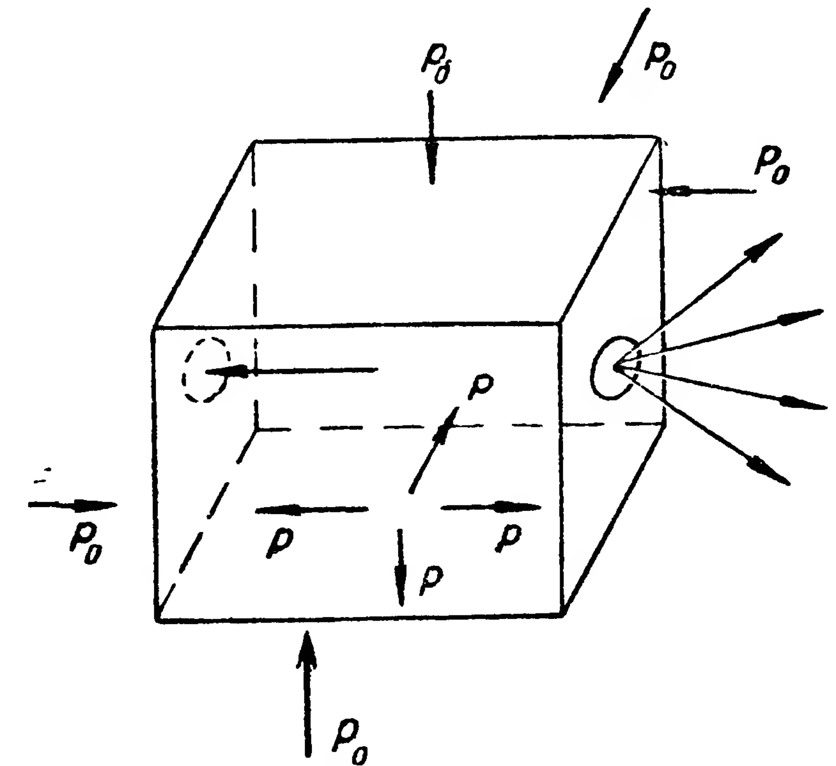
или

$$\frac{p_0}{p_1} = \frac{v_1}{v_0}. \qquad (24)$$

Это уравнение показывает, что произведение давления на объем есть величина постоянная или что отношение давлений обратно пропорционально отношению объемов. Этот закон справедлив с достаточной для практики точностью при сравнительно небольших изменениях давлений.

В авиационных приборах, принцип действия которых основан на законах изменения давлений, эти уравнения дают достаточно точный результат.

Реактивная сила и реактивный момент. Если сосуд закрыт, то силы давления на стенки сосуда будут взаимно уравновешены. На каждую единицу площади стенок такого сосуда будет действовать давление, равное некоторой величине p.



Фиг. 24. Реактивная сила вытекающего из сосуда газа.

Представим теперь, что в таком же сосуде в одной из стенок сделано отверстие, площадь которого равна f (фиг. 24). Очевидно, что при этом газ будет свободно вытекать через отверстие, и сила давления, действующая на противоположную площадку такой же величины, ничем не будет уравновешена, а следовательно, будет стремиться сдвинуть сосуд в направлении своего действия. Сила эта называется *реактивной.*

Величина реактивной силы P определяется разностью между давлениями внутри сосуда и вне его и коэффициентом, учитывающим форму отверстия:

$$P = \eta \Delta p f.$$

Здесь η — коэффициент, учитывающий форму отверстия (обычно $\eta = 1{,}2$—$1{,}4$);

P — реактивная сила;

Δp — разность между давлением внутри сосуда и вне его.

Если сосуд, в котором действует рассмотренная нами реактивная сила P, расположить по оси $O—O$ так, чтобы сила создавала относительно оси некоторый момент $M = P \cdot l$, то сосуд будет поворачиваться вокруг оси (фиг. 25).

Момент этой силы относительно оси вращения называется реактивным моментом. В случае, изображенном на фиг. 25, реактивный момент равен

$$M_р = Pl,$$

где l — плечо силы.

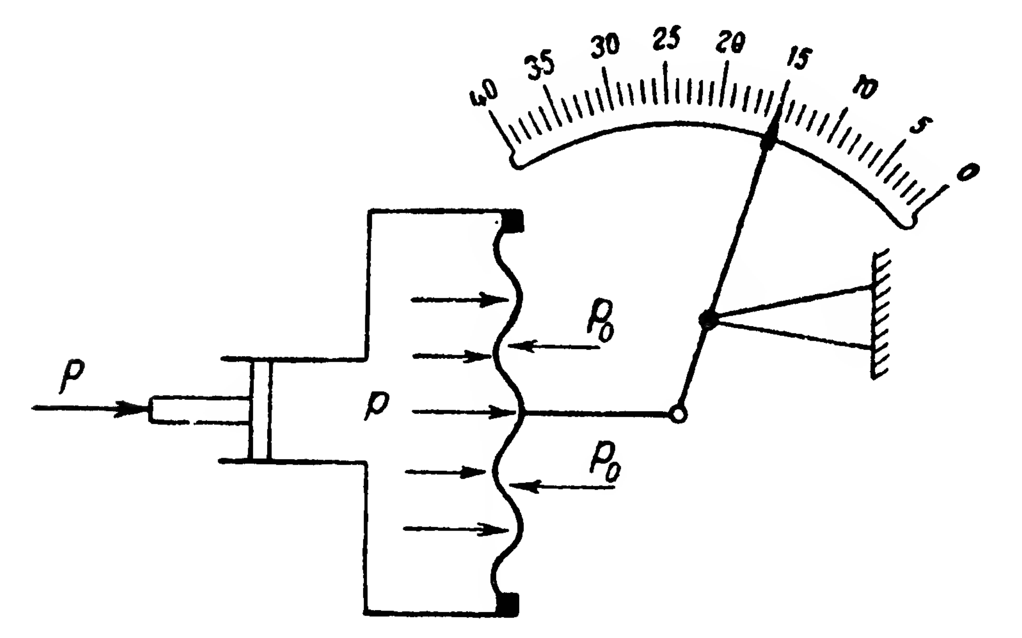
Фиг. 25. Момент реактивной силы.

§ 8. УПРУГИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

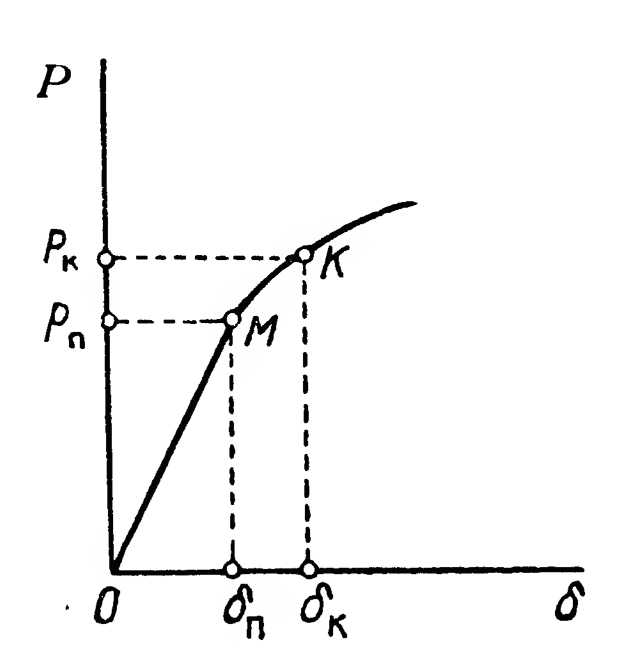
Краткие сведения о некоторых свойствах упругих тел

Во многих авиационных приборах в качестве элементов, реагирующих на изменения измеряемой величины, применяются упругие чувствительные элементы. К таким авиационным приборам относятся, например, манометрические приборы: манометры жидкостей и газов, высотомеры, указатели скорости, мановакуумметры, вариометры и т. п.

В этих приборах используется одно из основных свойств упругого тела, которое состоит в том, что по прекращении действия деформирующих сил тело возвращается к первоначальным форме и размерам, если эти силы не превысили некоторого предела, за которым



Фиг. 26. Деформация металлической мембраны под действием давления p.

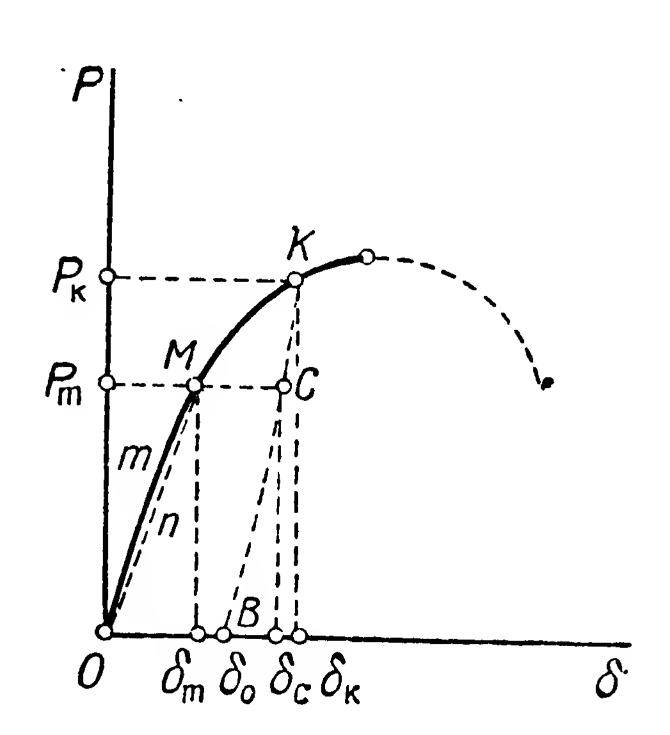


Фиг. 27. График деформации упругого тела.

появляются остаточные деформации или происходит разрушение тела. Этот предел носит название предела упругости. Чтобы яснее представить физическую картину деформации упругого тела, рассмотрим на частном примере процесс деформации тела графически в координатных осях. Предположим, что давление на упругий элемент — мембрану — можно произвольно увеличивать или уменьшать с помощью поршня (фиг. 26). В произвольно выбранных координа-

тах будем откладывать по вертикали величины силы P, а по горизонтали — соответствующие величины деформации δ, которые можно отсчитывать по показаниям контрольного прибора.

Постепенно увеличивая деформирующую силу, получим на основании показаний прибора кривую зависимости деформации мембраны от силы P. Эта кривая изображена на фиг. 27. Допустим, что точка M на кривой соответствует пределу упругости. Если при испытаниях сила не достигает предела упругости, то после снятия ее мембрана возвращается в исходное положение. За пределом упругости процесс деформации становится качественно иным — после снятия нагрузки деформации полностью не исчезают. В этом легко убедиться, если провести опыт в обратном порядке, т. е. уменьшать силу P и следить за показаниями стрелки контрольного прибора. При этом окажется, что если уменьшать нагрузку с точки, соответствующей пределу упругости или лежащей ниже этого предела, то кривая уменьшения деформации не совпадет с кривой ее роста, а образует с ней замкнутую петлю $OmMnO$ (фиг. 28), которая называется петлей гистерезиса. Стрелка контрольного прибора возвратится через некоторое время в исходное положение, соответствующее началу координат.



Фиг. 28. График деформации упругого тела при увеличении и уменьшении деформирующей силы. Появление остаточной деформации.

Если же уменьшение нагрузки начать с точки, лежащей за пределом упругости, то кривая уменьшения деформации пойдет еще ниже, и, например, в точке, соответствующей силе P_m, деформация будет $\delta_c > \delta_m$. Мало того, кривая эта не возвратится в начало координат даже при полном снятии нагрузки, а придет в какую-то точку B. Стрелка, указывающая величину деформации мембраны, не возвратится на нуль, а покажет некоторую величину δ_0, представляющую собой так называемую *остаточную деформацию*.

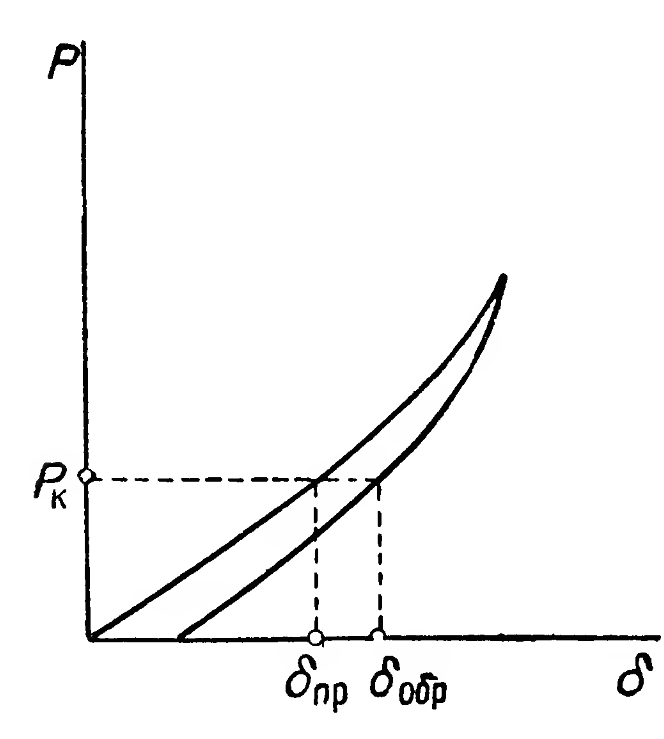
Процесс деформации тела за пределом упругости становится несколько иным: упругое тело, находясь под действием неизменной по величине нагрузки, способно медленно деформироваться. Наблюдается так называемая *пластическая деформация* — упругое тело как бы «течет».

Во многих материалах, главным образом металлах, после пластической деформации наблюдается *упрочнение материала*. Это широко используется в технике вообще и в приборостроении в частности. Например, специальная прокатка или нагартовка металлических мембран имеет целью упрочнить материал упругого элемента.

Кроме остаточной деформации, которая наблюдается за пределом упругости, у всех упругих тел имеет место так называемое *упругое последействие*. Оно заключается в том, что даже в случае, когда

предел упругости не перейден, после снятия нагрузки упругое тело не сразу, а лишь через некоторый промежуток времени приходит в первоначальное состояние. Этот промежуток времени у некоторых материалов может доходить до нескольких часов и даже дней.

В практике эксплуатации авиационных приборов, чувствительными элементами которых являются упругие тела, мы встречаемся с упругими последействиями в виде невозвращения стрелки к своему первоначальному положению в течение некоторого промежутка времени. Величина упругого последействия и время, в течение которого она исчезает, зависят от величины деформации упругого тела Поэтому для авиационных приборов может иметь существенное значение, работал ли и как долго работал прибор на предельных значениях шкалы.



Фиг. 29. График упругого гистерезиса.

Явление упругого последействия практически приводит к тому, что показания прибора оказываются различными в зависимости от того, производился ли отсчет при увеличении измеряемой величины или при ее уменьшении. Из фиг. 29 видно, что величины деформации (прогиба) мембраны оказываются для одного и того же значения действующей силы различными: при отсчетах показаний прибора в случае уменьшения измеряемой величины показания будут несколько больше, чем они были при возрастании измеряемой величины. Эта разность в показаниях называется *вариацией*.

Упругое последействие и вариация в некоторых пределах принадлежат к допустимым погрешностям показаний приборов; их величины устанавливаются техническими условиями и указываются в формуляре прибора.

Необходимо иметь в виду, что в процессе эксплуатации приборов в различных климатических условиях величины упругого последействия и вариации могут возрастать. Поэтому соответствие этих величин установленным нормам должно периодически проверяться с помощью соответствующих измерительных приборов.

Для всяких упругих тел, в том числе и для применяемых в авиационных приборах в качестве чувствительных элементов, характерна способность сопротивляться деформирующим силам и восстанавливать свою первоначальную форму и размеры, если деформирующие силы не вышли за определенные пределы.

Упругое тело может подвергаться различным видам деформаций в зависимости от способа приложения сил. Если приложенная к телу сила стремится растянуть или сжать его, деформация называется соответственно растяжением или сжатием. При этом величиной, характеризующей состояние деформированного тела, будет удлинение или укорочение его по сравнению с прежней длиной. Опытами установлено, что удлинение упругого тела прямо пропорционально

его начальной длине, величине действующей на него силы и обратно пропорционально площади поперечного сечения, т. е.

$$\Delta l = k_1 \frac{P}{F} l_0,$$

где Δl — удлинение тела;
l_0 — первоначальная длина;
P — растягивающая сила;
F — площадь поперечного сечения тела;
k_1 — коэффициент линейного растяжения, зависящий от материала.

Величина $\frac{P}{F}$, представляющая собой силу, приходящуюся на единицу площади поперечного сечения, называется *напряжением*. Обозначив эту величину буквой σ и подставив ее в уравнение, получим

$$\Delta l = k_1 \sigma l_0.$$

Из полученного соотношения можно определить размерность *коэффициента линейного растяжения:*

$$k_1 = \frac{\Delta l}{l_0} \frac{1}{\sigma} = \frac{\Delta l}{l_0} \frac{F}{P}.$$

Таким образом, k_1 измеряется отношением площади к силе.

Для характеристики материала при работе его на растяжение пользуются величиной, обратной коэффициенту линейного растяжения,

$$E = \frac{1}{k_1}.$$

Фиг. 30. Деформация сдвига.

Величину E называют *модулем упругости при растяжении*. Подставляя в это равенство вместо k_1 его значение, получим

$$E = \frac{\sigma l_0}{\Delta l} = \sigma : \frac{\Delta l}{l_0}.$$

Отношение $\frac{\Delta l}{l_0} = \varepsilon$ называется *относительным удлинением*. Следовательно, модуль упругости есть отношение силы, действующей на единицу площади поперечного сечения, к относительному удлинению тела, вызванному этой силой. Эта величина зависит только от качества материала и характеризует сопротивляемость тела деформирующим усилиям. При растяжении длина стержня увеличивается, а размеры поперечного сечения уменьшаются. Отношение величины поперечного сужения к первоначальному размеру этого сечения называется относительным поперечным сужением и обозначается ε_1.

Опытом установлено, что для каждого материала отношение $\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon} = \mu$ постоянно. Величина μ называется коэффициентом Пуассона.

Силы могут быть приложены к телу и так, что будут вызывать смещение одной его части относительно другой (фиг. 30). Такая деформация называется *сдвигом*. Величину ее принято измерять углом, на который сместилась каждая из граней данного тела относительно первоначального их положения, т. е. углом φ.

Опытами установлено, что угол φ при небольших значениях прямо пропорционален величине деформирующей силы и обратно пропорционален площади поперечного сечения, т. е.

$$\varphi = k_2 \frac{P}{F},$$

где k_2 — коэффициент упругости материала при сдвиге;
P — сила;
F — площадь поперечного сечения тела.

Обозначая величину $\frac{P}{F}$ через τ, получим $\varphi = k_2\tau$.

Аналогично предыдущему обратная величина коэффициента упругости k_2 называется модулем сдвига и обозначается буквой G. Модуль сдвига имеет ту же размерность, что и модуль упругости E, т. е. сила, деленная на площадь (обычно *кг/см²* или *кг/мм²*). Для каждого материала величина модуля сдвига определяется опытным путем. Она является величиной, характеризующей прочность материала при работе его на сдвиг. Модуль сдвига G связан с модулем упругости E соотношением $G = \frac{E}{2(1+\mu)}$.

Внешние силы могут быть приложены к телу так, что будут вызывать деформацию кручения. Если один конец металлического круглого стержня закрепить, а к другому приложить крутящий момент достаточной величины, то произойдет закручивание этого стержня. Для этого случая опытом установлено, что угол кручения γ прямо пропорционален величине закручивающего момента, длине стержня и обратно пропорционален четвертой степени радиуса его поперечного сечения:

$$\gamma = k_3 \frac{M_{кр} l}{r^4},$$

где γ — угол закручивания;
$M_{кр}$ — крутящий момент;
l — длина стержня;
r — радиус поперечного сечения стержня;
k_3 — коэффициент, зависящий от материала стержня.

Угол закручивания круглого стержня можно определить с помощью выражения $\gamma = \frac{M \cdot l \cdot 2}{G \cdot r^4 \pi}$, где G — модуль сдвига.

Величина $\frac{G\kappa \cdot r^4}{2}$ называется *жесткостью при кручении круглого стержня.*

В табл. 2 даны для некоторых материалов величины модуля упругости E и модуля сдвига G.

Таблица 2

Материал	Модуль упругости E в *кг/см*²	Модуль сдвига G в *кг/см*²	Химический состав в %
Рояльная проволока	$2{,}08 \cdot 10^6$	800 000	C от 0,7 до 1
Фосфористая бронза	$1{,}18 \cdot 10^6$	410 000	Cu—92 Zn – 8
Никелин	—	480 000	Cu—63 Ni—22
Нейзильбер	$1{,}15 \cdot 10^6$	460 000	Cu—65 Ni—13 Zn—22
Ленточная сталь	$2{,}1 \cdot 10^3$	800 000	C от 0,6 до 1
Пружинная ленточная сталь	$2{,}07 \cdot 10^6$	800 000	C от 0,8 до 1

Применяемые в авиационных приборах упругие чувствительные элементы под действием измеряемых сил подвергаются тем или иным *деформациям*, по величине которых можно судить о величине измеряемой силы.

При этом к упругим чувствительным элементам предъявляются следующие основные требования:

1. Величина максимальной деформации должна быть допустимой, т. е. такой, которая не сопровождается остаточной деформацией или упругим последействием, превышающими допускаемые технические условия.

2. Температурная ошибка, зависящая от изменения свойств материала в связи с изменением окружающей температуры, должна быть практически неощутимой.

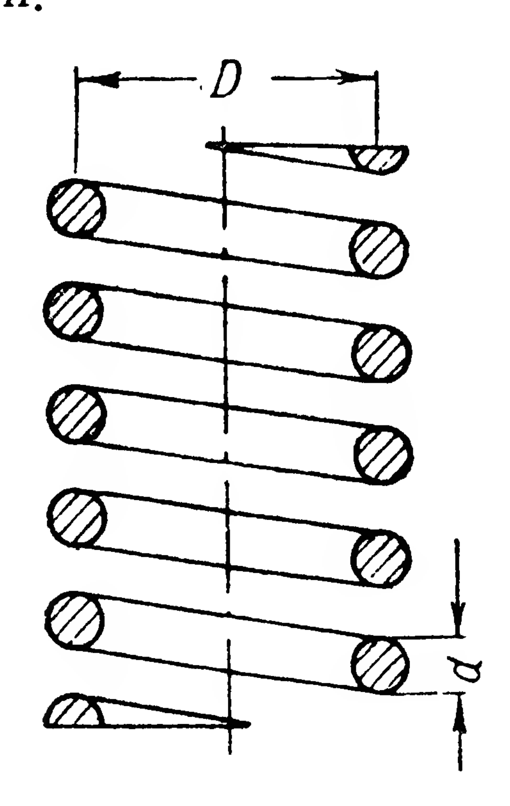
3. Величина деформации упругого элемента должна быть достаточной для приведения в движение механизма прибора.

В существующих приборах эти требования выполняются путем подбора специальных сплавов для упругих чувствительных элементов и соответствующей их технологической обработки.

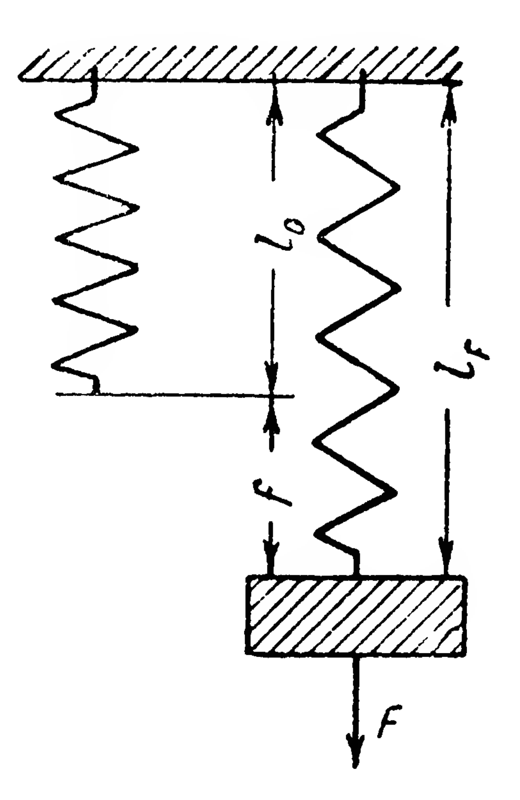
В качестве упругих элементов в авиационных приборах в зависимости от назначения могут применяться спиральные, цилиндрические, винтовые и плоские пружины, металлические или резиновые мембраны и трубчатые пружины.

Цилиндрические винтовые пружины

Эти пружины (фиг. 31) наиболее часто применяются в приборах, предназначенных для измерения центробежных сил, развиваемых массой тела, вращающегося вокруг какой-либо оси, или сил, действующих на части самолета вследствие ускорений. Возможность использования таких пружин в качестве элементов для измерения сил определяется зависимостью между деформацией и вызвавшей ее силой.



Фиг. 31. Винтовая цилиндрическая пружина.



Фиг. 32. Растяжение винтовой цилиндрической пружины.

Если один конец такой пружины (фиг. 32) закрепить, а к другому концу приложить силу F, то пружина растянется на некоторую величину f, равную разности между новой и первоначальной длиной пружины, т. е.

$$f = l_F - l_0.$$

Между приложенной внешней силой и удлинением пружины существует зависимость, которая может быть выражена уравнением

$$F = c_F f. \qquad (25)$$

Коэффициент пропорциональности c_F, одинаковый как для случая растяжения, так и для случая сжатия пружины, зависит от качества материала, из которого изготовлена пружина, от ее геометрических размеров, диаметра проволоки и числа витков в ней. Если предположить, что $f = 1$ *мм*, то уравнение (25) примет вид

$$F = c_F,$$

т. е. коэффициент пропорциональности c_F численно равен силе, способной растянуть (или сжать) пружину на 1 *мм*. Таким образом, этот коэффициент характеризует жесткость пружины и поэтому называется коэффициентом жесткости или чаще просто *жесткостью*.

Для винтовой цилиндрической пружины жесткость может быть подсчитана по формуле

$$c_F = \frac{G d^4}{8nD^3}, \qquad (25а)$$

где G — модуль сдвига;
d — диаметр проволоки;
D — средний диаметр пружины;
n — число витков.

Из формулы (25а) видно, что жесткость винтовой пружины тем больше, чем больше модуль сдвига и диаметр проволоки, из которой она сделана, и тем меньше, чем больше диаметр пружины и число витков в ней.

Уравнение (25) показывает, что сила сопротивления винтовой пружины возрастает с увеличением ее деформации, причем в определенной и однозначной зависимости. Следовательно, такая пружина может быть использована и действительно используется в некоторых авиационных приборах в качестве элемента, создающего силу противодействия, с которой сравнивается интересующая нас измеряемая величина.

В частности, динамический метод измерения скорости вращения (числа оборотов) вала авиационного двигателя, применяемый в центробежных тахометрах, основан на сравнении центробежной силы, развиваемой вращающимися грузами, с силой сопротивления винтовой пружины.

Как известно, центробежная сила связана с угловой скоростью вращения уравнением

$$F = mr\omega^2,$$

где m — масса тела;
r — радиус вращения;
ω — угловая скорость вращения.

Если считать, что центр тяжести груза совпадает с точкой приложения центробежной силы, то радиус вращения центра тяжести этого груза можно, как это видно по фиг. 33, выразить соотношением

$$r = R \sin\varphi + l,$$

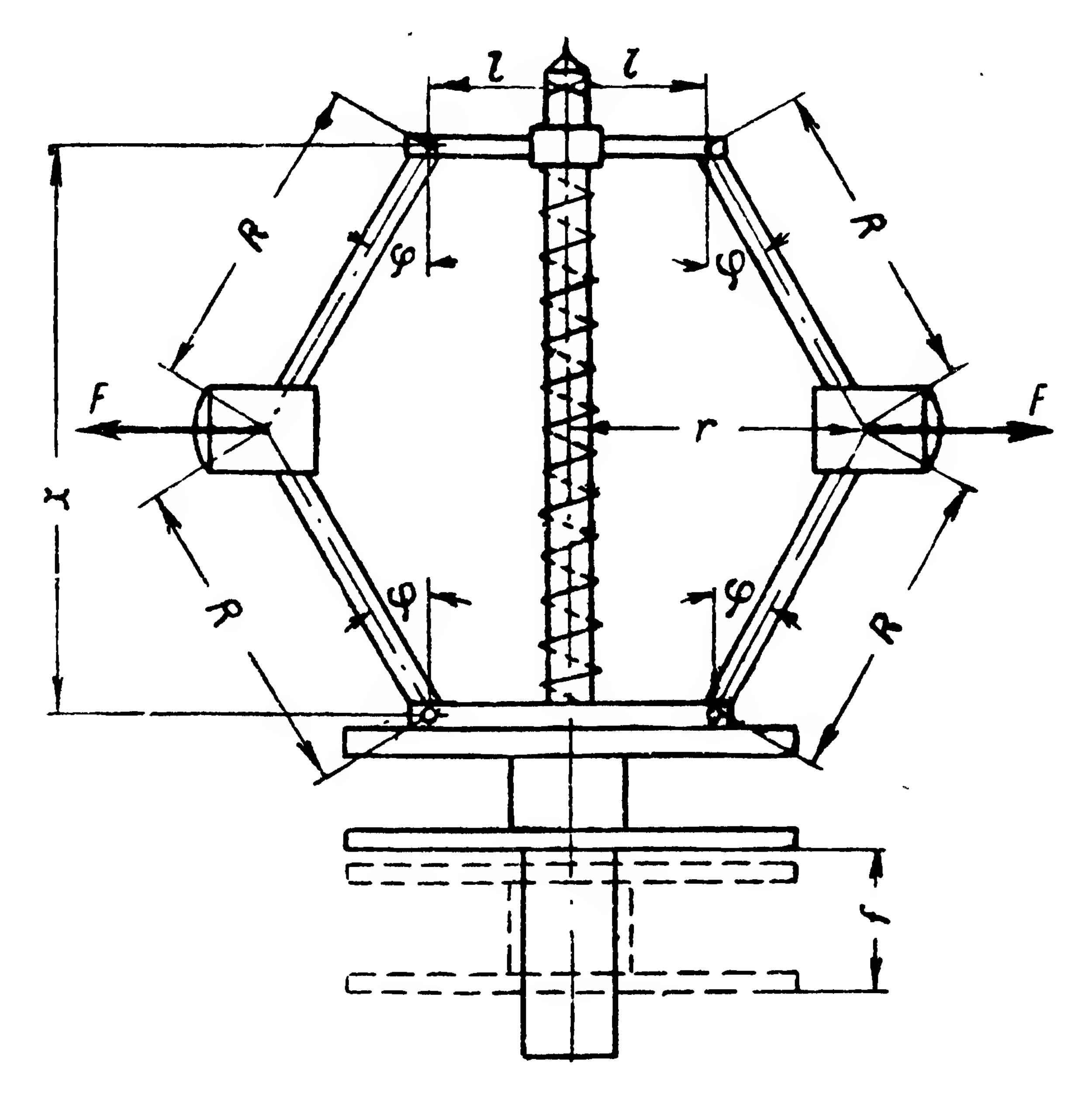
где R — расстояние от центра тяжести груза до центра шарнирного соединения тяги с муфтой;
φ — угол между осью тяги и осью вращения;
l — расстояние от оси вращения до центра шарнирного соединения тяги с муфтой.

Подставляя это значение радиуса в предыдущее уравнение, получим

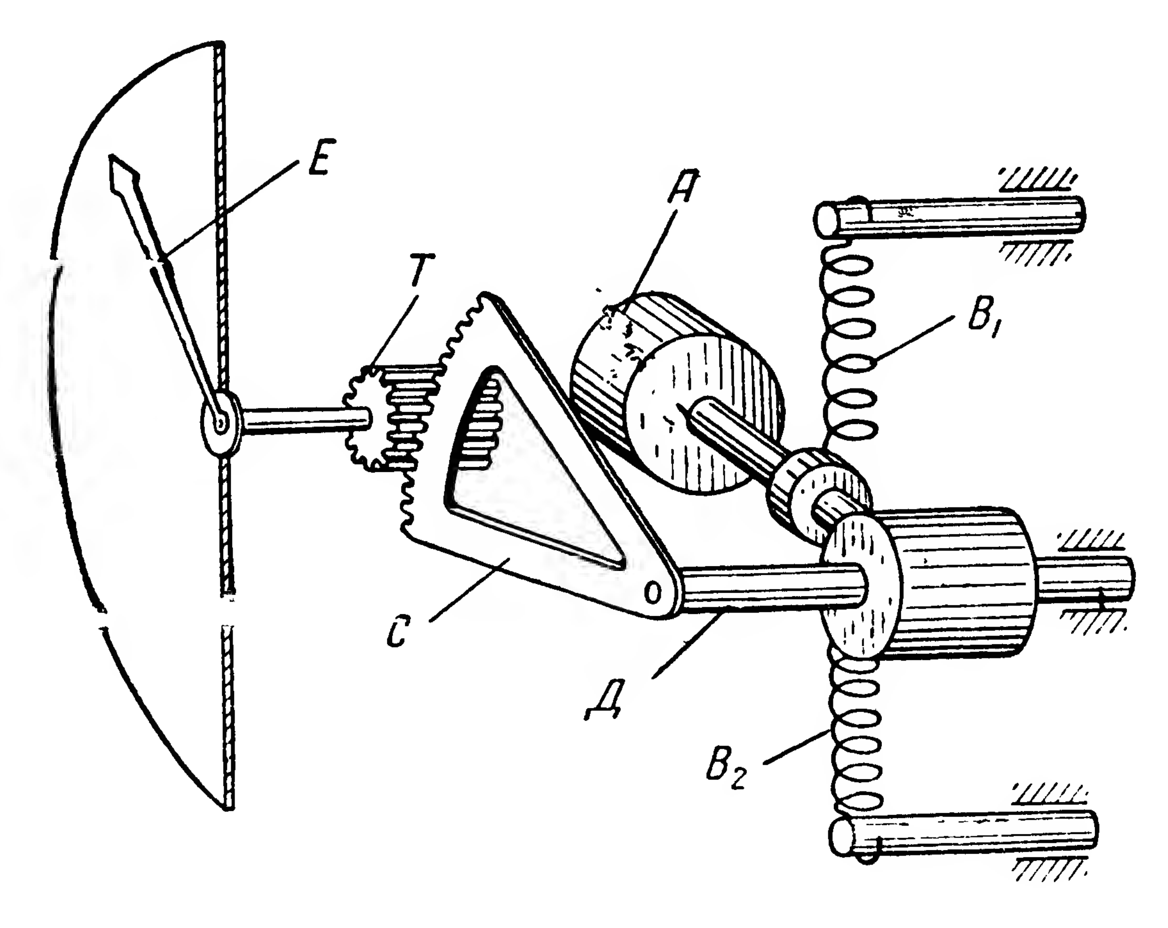
$$F = m\omega^2 (R \sin\varphi + l).$$

Эта сила будет уравновешена противодействующей силой пружины, т. е.

$$F' = c_F f.$$



Фиг. 33. Динамический метод измерения скорости вращения с помощью винтовой цилиндрической пружины.



Фиг. 34. Схема прибора для измерения ускорений.

Другим примером применения спиральных винтовых пружин в качестве элементов, создающих силы противодействия, с которыми сравнивается измеряемая величина, может служить прибор, предназначенный для измерения ускорений, действующих на самолет.

Существующая между ускорением a и силой F зависимость, выражаемая уравнением $F = m \cdot a$, позволяет замерить ускорения, измеряя силы, действующие на тело с известной нам массой m. Масса любого твердого тела является величиной постоянной, если это тело практически не изменяется с течением времени. Поэтому можно считать, что для такого случая сила пропорциональна действующему на данную массу ускорению, т. е.

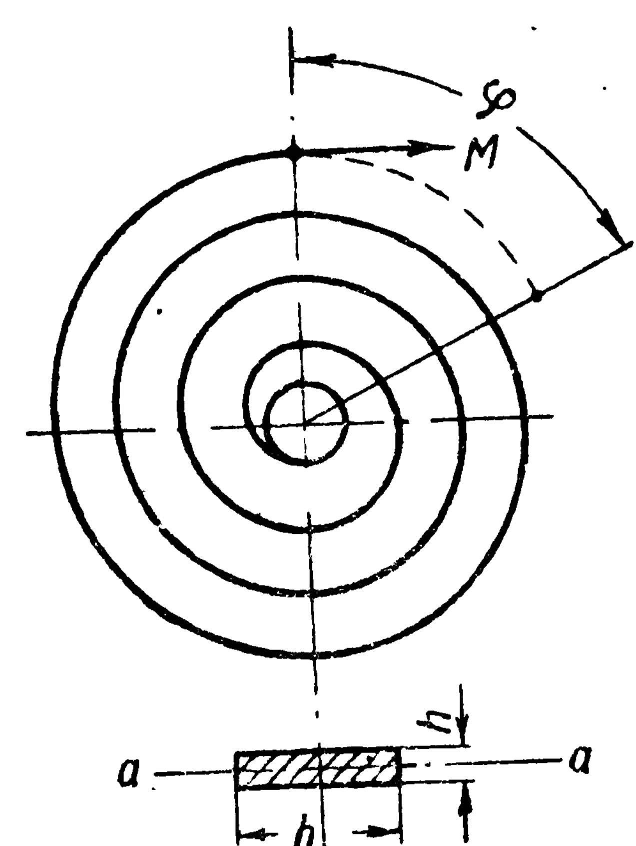
$$F \equiv a.$$

На фиг. 34 изображена одна из систем, основанная на указанной зависимости и применяемая в авиационном приборе (акселерометре), измеряющем ускорения, действующие на самолет. В этом приборе груз A, жестко связанный с передаточным механизмом (валик $Д$ — сектор C — трибка T и стрелка E), удерживается в нейтральном положении при отсутствии ускорений двумя пружинами B_1 и B_2. Если самолет вследствие какой-либо причины получил ускорение в направлении своей вертикальной оси, то груз A окажется под воздействием силы F, равной произведению его массы на величину ускорения. Пружины B_1 и B_2 создадут силу противодействия, которая уравновесит действующую силу, а при отсутствии ускорений — возвратят груз и всю подвижную систему в нейтральное положение.

При ином расположении груза может быть осуществлена система, с помощью которой можно измерять ускорения, действующие в направлении поперечной или продольной оси самолета.

Плоские спиральные пружины

Плоские спиральные пружины в авиационных приборах применяются для создания противодействующего момента или для обеспечения требуемого контакта между звеньями передаточного механизма и для возвращения подвижной системы в исходное положение. Они применяются и в качестве аккумуляторов энергии, используемой затем для приведения механизма в действие. Примером такого применения может служить заводная пружина авиационных часов (фиг. 35). Внутренний конец пружины обычно жестко закрепляется на оси подвижной системы, а внешний конец связывается с неподвижной системой прибора.



Фиг. 35. Плоская спиральная пружина.

При вращении оси подвижной системы спиральная пружина будет закручиваться на угол φ, равный углу поворота оси.

Угол φ закручивания такой пружины под действием закручивающего момента M служит мерой деформации ее. Этот угол прямо пропорционален величине закручивающего момента и общей длине ленты спирали и обратно пропорционален модулю упругости и моменту инерции поперечного сечения ленты относительно нейтрального слоя (a—a), т. е.

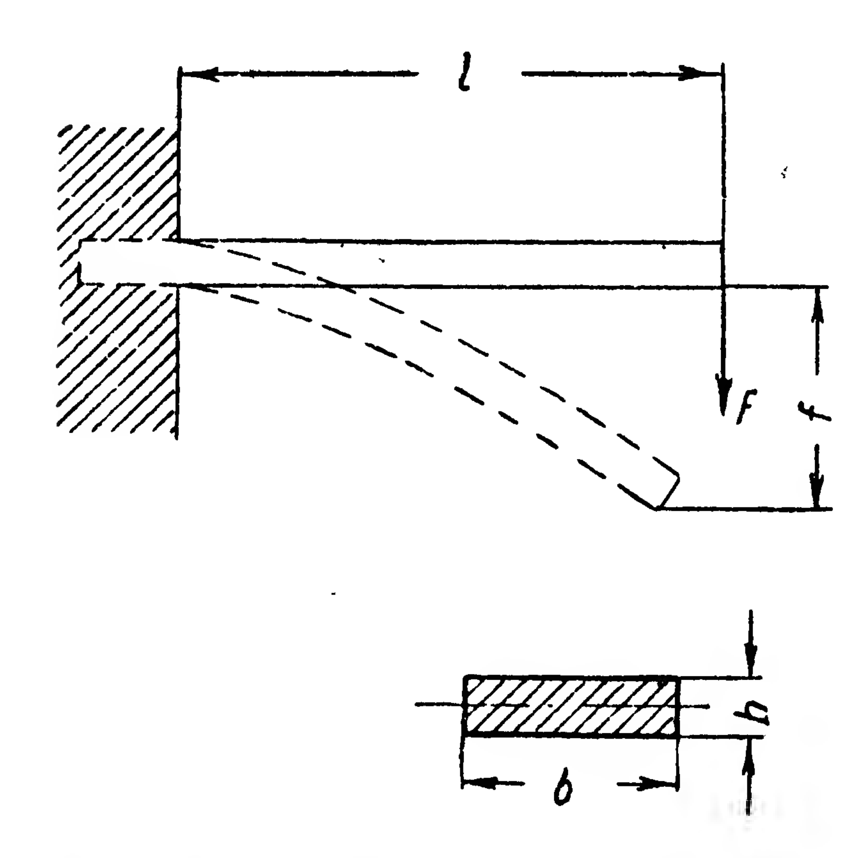
$$\varphi = \frac{ML}{EJ}, \tag{26}$$

где M — внешний закручивающий момент;
L — общая длина ленты спирали;
E — модуль упругости;
J — момент инерции поперечного сечения ленты относительно нейтрального слоя.

Если известна величина деформации φ, размеры пружины и материал, из которого она сделана, то величина действующего момента будет равна

$$M = \frac{EJ\varphi}{L}.$$

Из приведенных уравнений видно, что в плоских спиральных пружинах зависимость между деформацией и вызвавшим ее моментом однозначна, а следовательно, такая пружина может быть использована в качестве чувствительного элемента для измерения моментов сил.



Фиг. 36. Плоская прямая пружина.

Плоские прямые пружины

В некоторых авиационных приборах наряду с другими типами пружин применяются плоские пружины, работающие на изгиб. Эти пружины обычно используются в звеньях механизма с небольшими прямолинейными перемещениями. Для такой плоской пружины, один конец которой жестко закреплен, а на другой (свободный) конец которой действует сила F (фиг. 36), прогиб свободного конца определяется уравнением

$$f = \frac{Fl^3}{3EJ},$$

где J — момент инерции прямоугольного сечения, равный

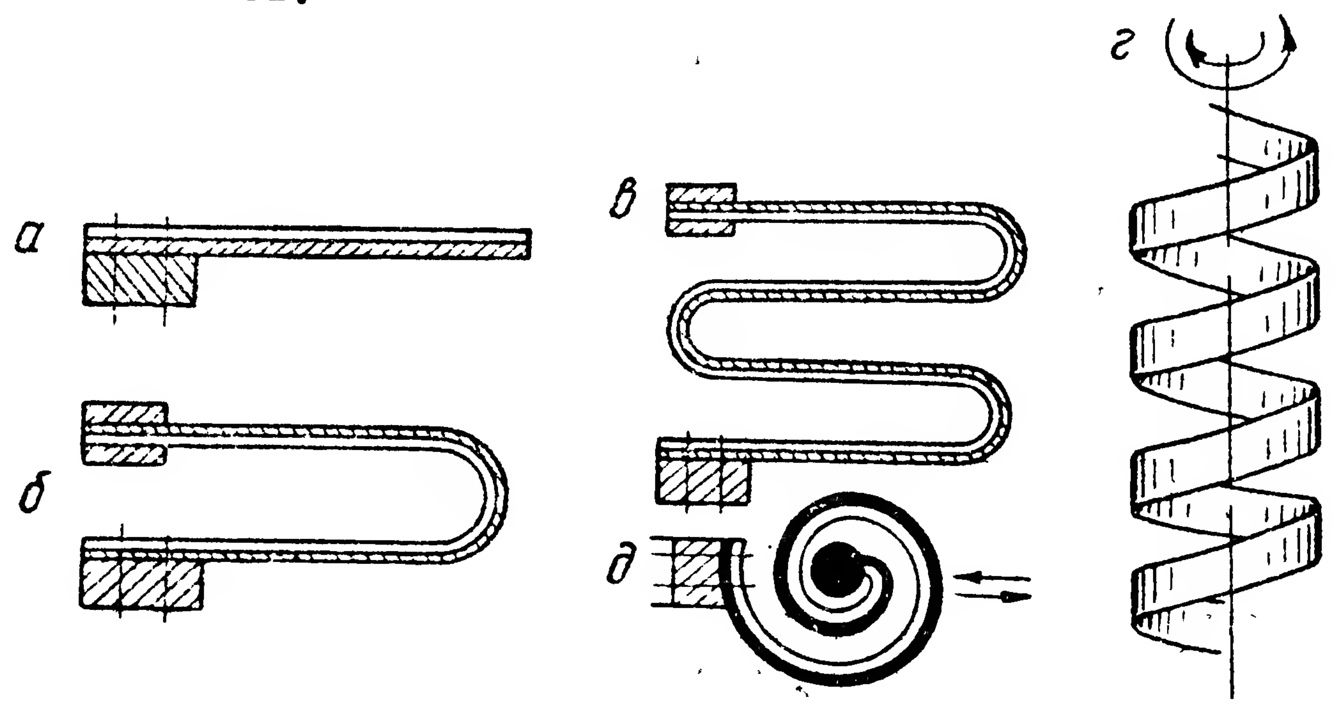
$$J = \frac{bh^3}{12};$$

E — модуль упругости материала пружины.

Из уравнения для f видно, что зависимость между действующей силой F и вызываемой ею деформацией таких пружин однозначна. Следовательно, плоские и прямые пружины могут быть использованы для измерения действующих сил.

Биметаллические пружины

Биметаллические пружины, наиболее характерные и часто применяемые типы которых изображены на фиг. 37, применяются как в качестве элементов температурной компенсации в авиационных приборах (биметаллические пластины типов *а, б* и *в*), так и в качестве собственно чувствительных элементов (пружины типов *г* и *д*). Пружина типа *г* применяется, например, в автоматических регуляторах температуры, а пружина типа *д* используется как чувствительный элемент в термометрах для замера температуры в герметических кабинах самолетов.



Фиг. 37. Типы биметаллических пружин (пластин), применяемых в приборостроении.

Эти пружины (или пластины) состоят из двух спаянных или сваренных между собой слоев (или полос), изготовленных из разнородных материалов. При подборе материалов для полос, из которых должна изготовляться биметаллическая пружина, руководствуются следующим. Подбирают материалы с максимальной разницей температурных коэффициентов линейного расширения, с возможно более близкими значениями модулей упругости, хорошо свариваемые или спаиваемые между собой. Чаще всего применяют для этой цели пары инвар — латунь, сталь — инвар, инвар — томпак.

Вследствие разницы между температурными коэффициентами линейного расширения биметаллическая пластинка (или пружина) при изменении температуры будет деформироваться (изгибаться), так как одна из полос будет удлиняться или укорачиваться больше второй.

Величину прогиба биметаллической пружины типа *а* можно подсчитать по формуле

$$f = k\Delta t \frac{l^2}{2},$$

где f — прогиб биметаллической пружины;

Δt — изменение окружающей температуры по отношению к нормальной (+20° С);

l — длина пружины от точки закрепления до точки, в которой определяется прогиб;

k — коэффициент, зависящий от разницы коэффициентов линейного расширения полос, из которых сделана биметаллическая пластина, толщины полос и модулей упругости их материалов.

Обычно при изготовлении биметаллических пластин стремятся получить максимальную величину коэффициента k. Практически доказано, что наибольшее значение коэффициента k при всех прочих равных условиях получается при соотношениях

$$\frac{h_1}{h_2} = \sqrt{\frac{E_2}{E_1}},$$

где h_1 — толщина первой полосы;

E_1 — модуль упругости материала первой полосы;

h_2 — толщина второй полосы;

E_2 — модуль упругости материала второй полосы.

Биметаллические пластины широко применяются в различных приборах и автоматах в качестве чувствительных элементов, реагирующих на изменения температуры.

Упругие чувствительные элементы для измерения давления газов и жидкостей

В авиационных приборах, предназначенных для измерения давления газов и жидкостей, в качестве упругих чувствительных элементов применяются трубчатые пружины, манометрические или барометрические (анероидные) коробки с металлическими мембранами и сильфоны.

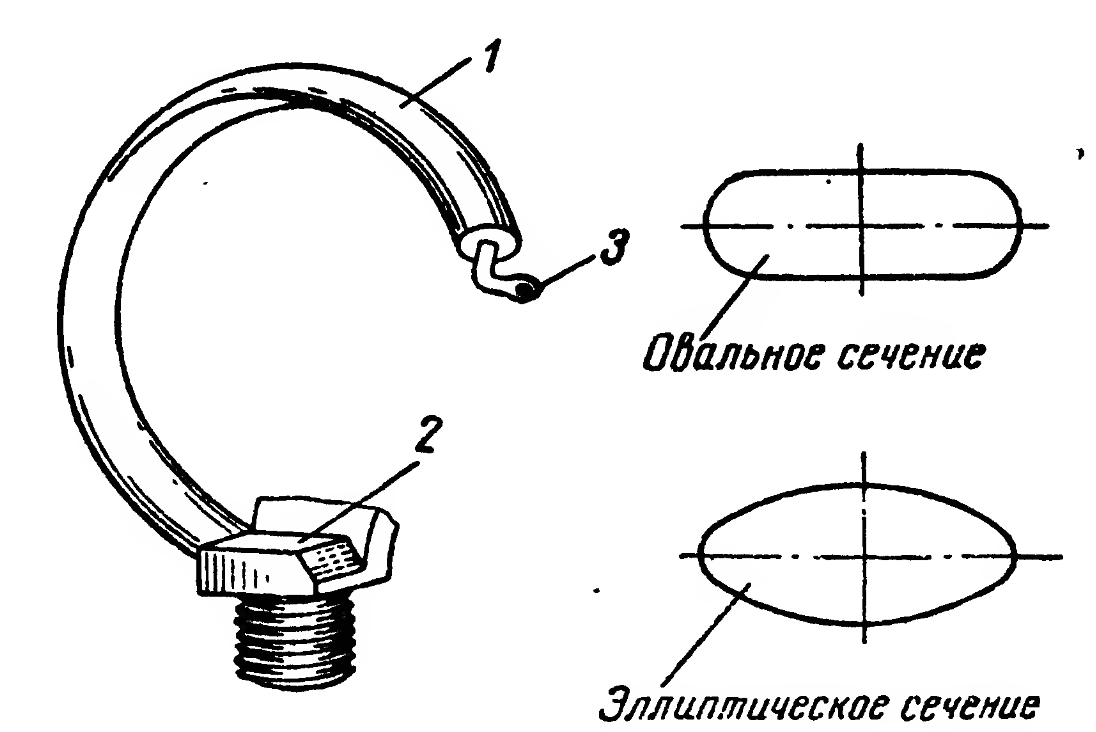
Трубчатые пружины

В некоторых авиационных манометрических приборах, предназначенных для измерения более или менее значительных давлений, в качестве упругих чувствительных элементов применяются трубчатые пружины.

На фиг. 38 изображена трубчатая пружина, применяемая в различных авиационных манометрах. Она представляет собой трубку *1* эллиптического или овального сечения, один конец которой впаян в основание *2*; к другому, свободному и герметически закрытому концу припаян наконечник *3*. Нижняя часть основания *2* снабжена штуцером с резьбой, который служит для сообщения внутренней полости трубки со средой, давление которой измеряется. Под действием разности внутреннего и внешнего давлений эллиптическое сечение трубки стремится стать круглым, благодаря чему трубка несколько разгибается и ее свободный конец перемещается по некоторой

траектории. Это перемещение свободного конца трубки передается через передаточно-множительный механизм стрелке прибора.

Между изменением разности давлений и изменением кривизны трубчатой пружины существует определенная функциональная за-



Фиг. 38. Трубчатая пружина.

висимость. В частности, для трубчатых пружин эллиптического или овального сечения, изогнутых по дуге окружности в виде неполного витка (фиг. 39), зависимость между разностью давлений и угловым перемещением свободного конца трубки выражается уравнением

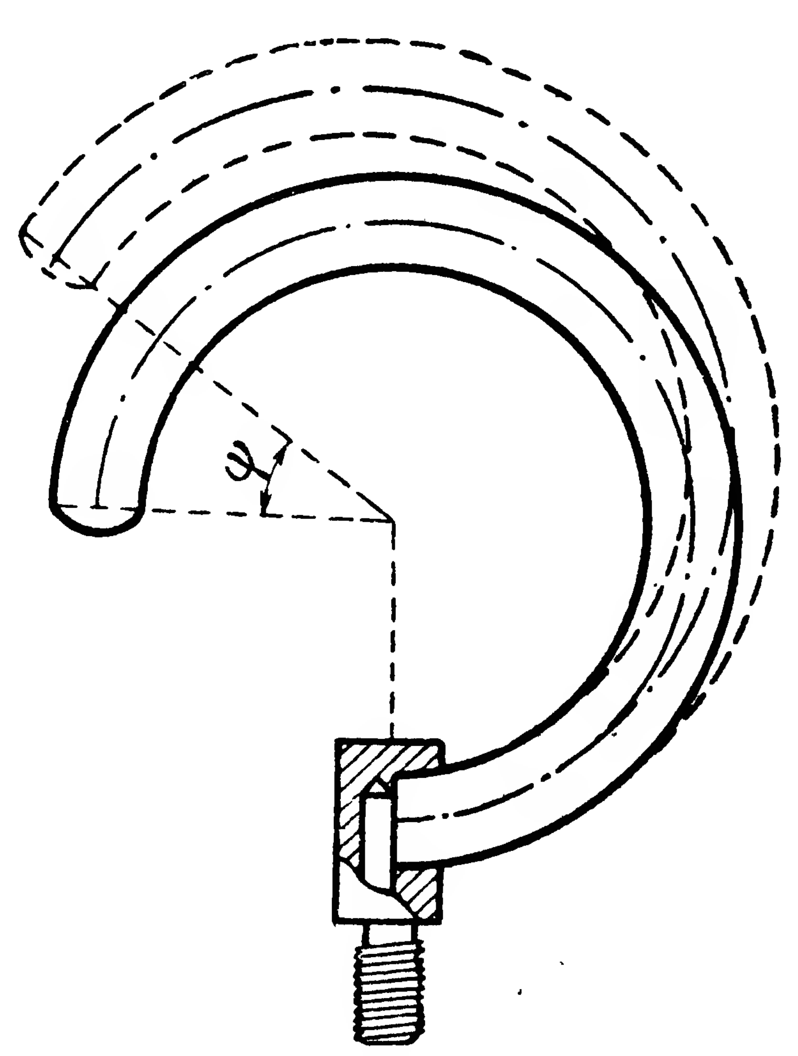
$$p - p_0 = C\psi, \tag{27}$$

где p — давление внутри трубки в $кг/см^2$;

p_0 — давление снаружи трубки в $кг/см^2$;

C — жесткость пружины, зависящая от размеров, формы сечения и материала трубки;

ψ — угловое перемещение свободного конца трубки.



Фиг. 39. Деформация трубчатой пружины под действием давления внутри ее.

Уравнение (27) по виду одинаково с уравнением (25) и также показывает, что в пределах допустимых деформаций угловое перемещение свободного конца трубчатой пружины прямо пропорционально разности давлений. При этом, конечно, жесткость C пружины считается величиной постоянной. В действительности же эта величина изменяется с течением времени и, кроме того, зависит от температурных условий

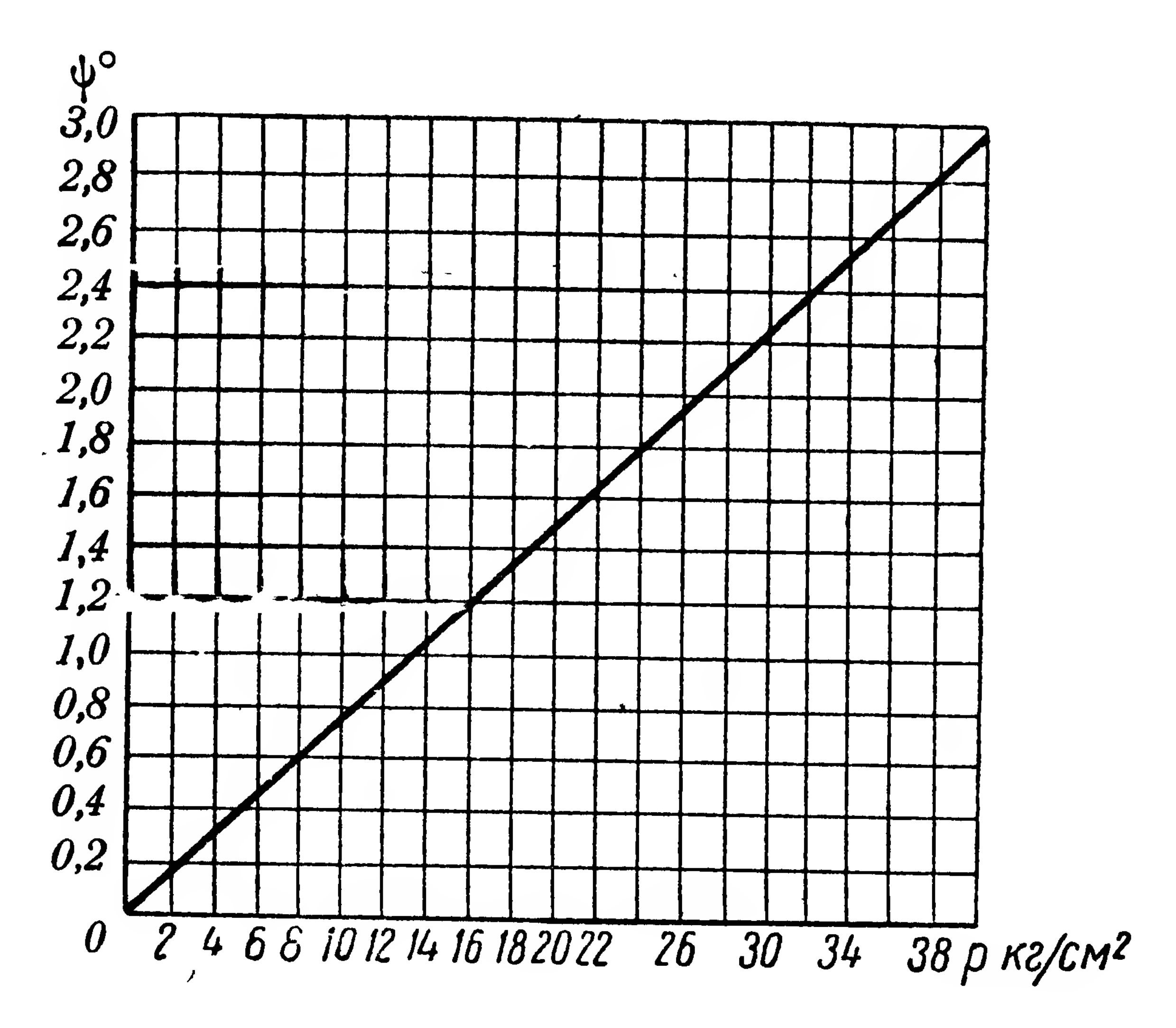
работы, особенно если материал трубчатой пружины или технология ее изготовления не отвечают соответствующим требованиям.

К трубчатым пружинам, предназначенным для авиационных приборов, предъявляются следующие основные требования:

— материал, из которого изготовлена трубчатая пружина, должен быть однороден, должен обладать достаточно высоким пределом упругости и хорошей эластичностью, иметь небольшой температурный коэффициент линейного расширения и обладать высокими антикоррозийными качествами;

— сечение трубки по всей длине должно быть одинаковым для сохранения прямолинейности хода свободного конца трубчатой пружины;

— толщина стенки по всей длине трубки должна быть одинаковой. При неравномерной толщине стенок пружина будет изгибаться неравномерно и конец ее может выйти из плоскости средней линии пружины, что приведет к неплавности хода стрелки прибора.

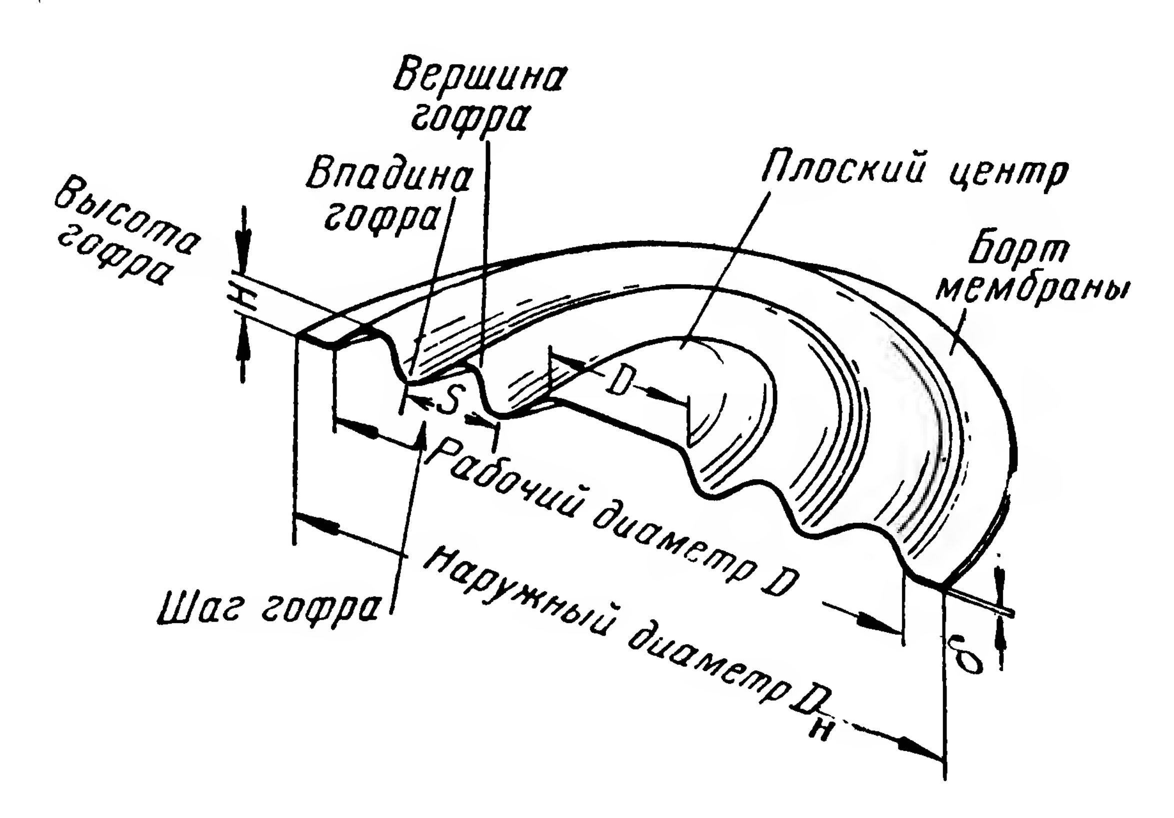


Фиг. 40. Зависимость углового перемещения свободного конца трубчатой пружины от величины давления.

На фиг. 40 показана зависимость углового перемещения свободного конца одной из применяемых в авиационных приборах трубчатых пружин от величины давления в ее полости. Из этого графика видно, что для незначительных деформаций трубчатой пружины требуются довольно значительные действующие силы. Поэтому трубчатые пружины используются в качестве упругих чувствительных элементов, как правило, только в тех авиационных приборах, которые предназначены для измерения относительно больших давлений. К таким приборам, в частности, относятся некоторые гидравлические и почти все воздушные манометры, жидкостные термометры и др.

Металлические мембраны, манометрические и анероидные коробки. Сильфоны

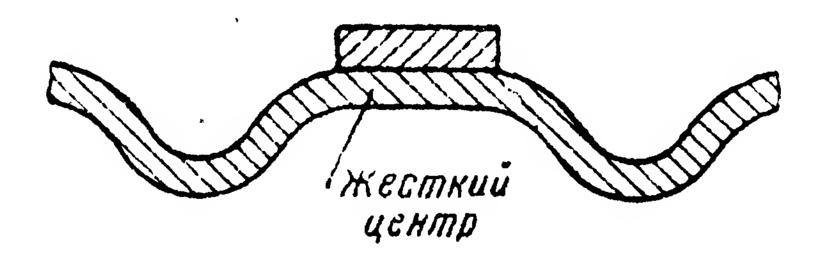
Во многих авиационных приборах, действие которых основано на измерении разности давлений, в качестве чувствительных элементов применяются коробки из металлических мембран. К таким приборам относятся указатели скорости, вариометры, мановакуумметры, барометрические высотомеры и др. В этих приборах действующие (измеряемые) силы невелики, и, чтобы измерить эти силы, требуются более чувствительные упругие элементы, чем рассмотренные выше трубчатые пружины.



Фиг. 41. Гофрированная мембрана.

Металлические мембраны, а также коробки из таких мембран обладают высокой чувствительностью к небольшим изменениям измеряемых давлений.

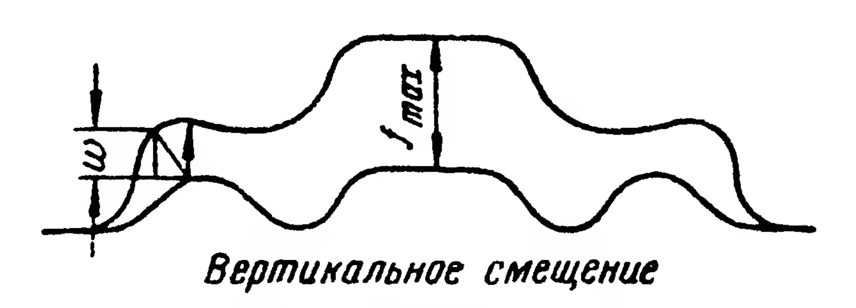
В настоящее время в авиационных приборах применяются почти исключительно гофрированные мембраны (фиг. 41) с гофром в виде концентрических волн на поверхности. У таких мембран благодаря гофрировке предел упругости значительно повышается и в то же время величина прогиба в два-три раза больше, чем у негофрированной мембраны.



Фиг. 42. Жесткий центр гофрированной мембраны.

Центральная плоская часть мембраны называется *плоским центром*. Иногда к центральной плоской части мембраны припаивается или приваривается металлический диск, жесткость которого значительно превышает жесткость собственно мембраны. Эта площадка называется *жестким центром мембраны* (фиг. 42).

Прогибом мембраны называется нормальная составляющая перемещения точек мембраны при ее деформации (фиг. 43). Прогиб в центре мембраны условились называть максимальным прогибом и обозначать буквой f_{max}.

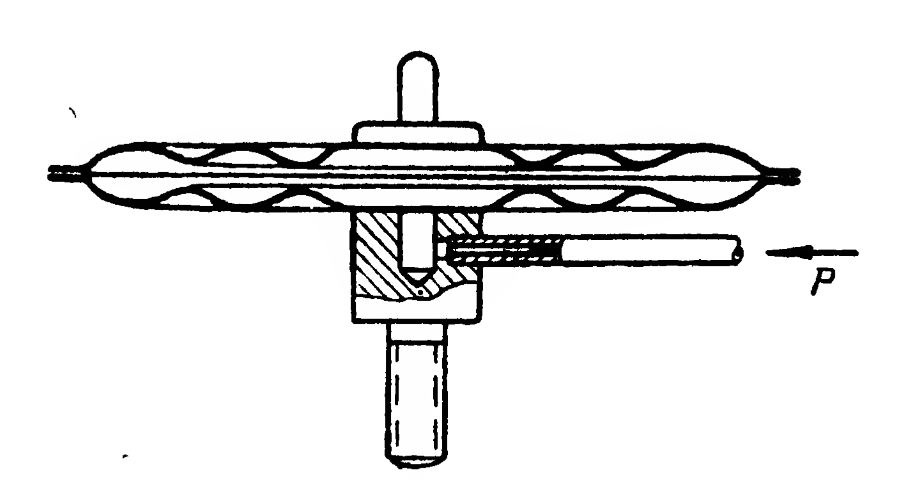


Фиг. 43. Прогиб мембраны под действием деформирующих сил.

Решение задачи о деформации гофрированных мембран под действием измеряемых давлений чрезвычайно сложно, так как применяемые в авиационном приборостроении мембраны, как правило, работают с большими прогибами. Поэтому для расчета таких мембран линейная зависимость деформации от действующих на мембрану сил неприменима.

Рассмотрим виды мембранных упругих элементов и их работу.

Две или несколько мембран, соединенных в один упругий чувствительный элемент (фиг. 44), называются мембранной коробкой.



Фиг. 44. Мембранная манометрическая коробка.

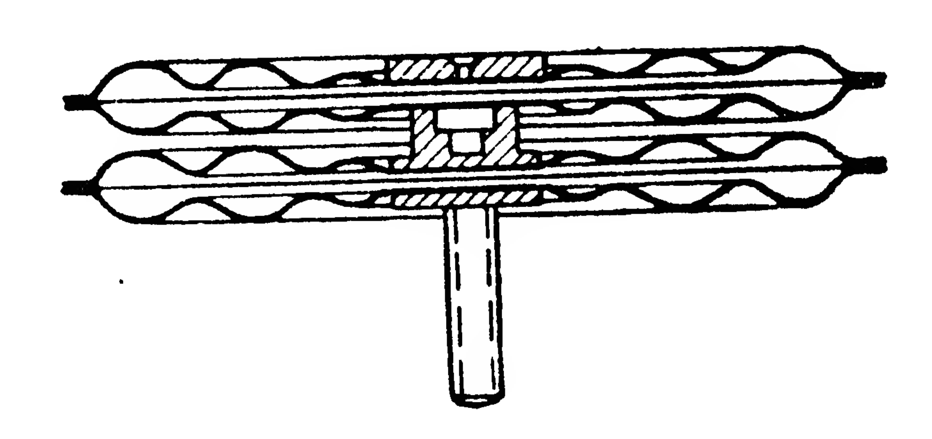
Мембранные коробки в зависимости от их назначения можно разделить на три класса:

1. Манометрические коробки.
2. Барометрические или анероидные коробки.
3. Наполненные мембранные коробки.

Манометрические коробки представляют собой соединение двух (или трех) мембран, спаянных по периферии в одну коробку, внутренняя полость которой сообщается с внешним пространством (фиг. 44). Такие коробки применяются для воспринятия избыточного давления или разрежения и используются в качестве чувствительных упругих элементов в приборах, работа которых основана на принципе измерения относительного давления (мановакуумметры, указатели скорости, вариометры и др.).

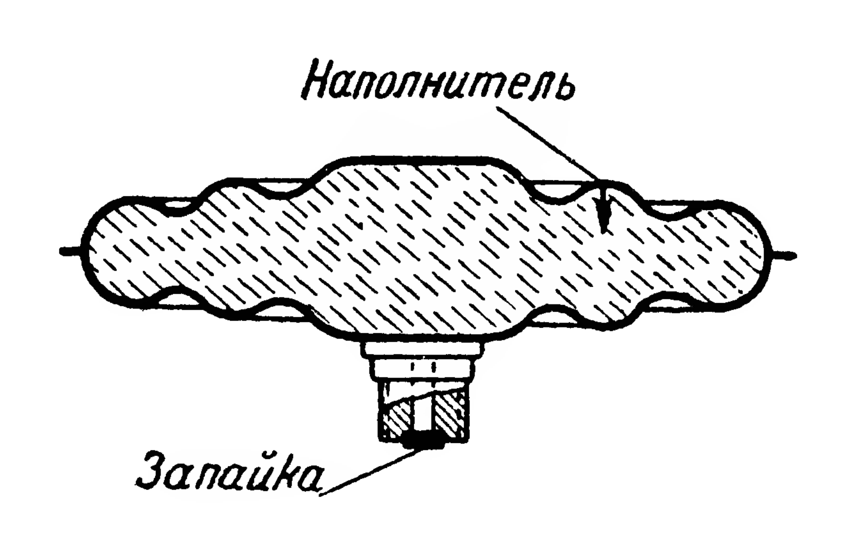
Барометрические или анероидные коробки (фиг. 45) представляют собой герметичное соединение обычно двух мембран в коробку. Коробки в свою очередь могут быть соединены в батарею. Для уменьшения влияния изменения температуры на точность работы упругого элемента из внутренней полости такой коробки воздух откачан.

Анероидные коробки предназначены для измерения абсолютного давления и применяются в качестве чувствительных упругих эле-



Фиг. 45. Барометрическая коробка.

ментов в высотомерах, высотных корректоров в указателях скорости и в других приборах. Остаточное давление воздуха обычно доводится в таких коробках до 0,1—0,3 *мм* рт. ст., что вполне обеспечивает необходимую точность работы авиационных приборов. Следует от-



Фиг. 46. Наполненная мембранная коробка.

метить, что если в манометрических коробках потеря герметичности приводит к увеличению погрешности показания прибора, то в барометрических коробках потеря герметичности, как правило, приводит к полному выходу прибора из строя.

Наполненные мембранные коробки представляют собой две соединенные мембраны, полость которых заполнена газами, насыщенными парами или жидкостью (фиг. 46). Такие коробки могут применяться в качестве чувствительных элементов для замера изменений температуры или давления.

Наибольшее распространение в авиационных приборах получили манометрические и барометрические коробки.

В плоских (негофрированных) мембранах зависимость между действующим на мембрану давлением и максимальным прогибом центра мембраны может быть определена уравнением

$$p = 5,87 \frac{f_{max} \delta^3 E}{R^4} \left(1 + 0,2 \frac{f_{max}^2}{\delta^2} \right), \qquad (28)$$

где p — разность давлений внутри и вне мембраны;
f_{max} — прогиб центра мембраны в *мм*;
δ — толщина мембраны в *мм*;
R — радиус рабочей части мембраны $\left(R = \frac{D}{2}\text{, см. фиг. 41}\right)$;
E — модуль упругости материала, из которого изготовлена мембрана.

Эту же зависимость можно выразить другим уравнением через жесткость мембраны, аналогично тому, как это делалось для трубчатых пружин. Для этого обозначим через $C_м$ жесткость мембраны, численно равную величине давления, при котором центр мембраны прогибается на 1 *мм*. В этом случае можно написать

$$p = C_м f_{max}. \qquad (29)$$

Решая уравнения (28) и (29) относительно $C_м$, найдем, что жесткость мембраны будет равна

$$C_м = \frac{p}{f_{max}} = 5,87 \frac{\delta^3 E}{R^4} \left(1 + 0,2 \frac{f_{max}^2}{\delta^2} \right).$$

Из последнего уравнения видно, что жесткость мембраны не является величиной постоянной, а зависит от максимального прогиба f_{max}. С увеличением f_{max} увеличивается жесткость мембраны.

При действующей на мембрану разности давлений, равной нулю, прогиб f_{max} также будет равен нулю. В этом случае жесткость $C_{м0}$ называется начальной и будет равна

$$C_{м0} = \frac{5,87 \delta^3 E}{R^4}. \qquad (30)$$

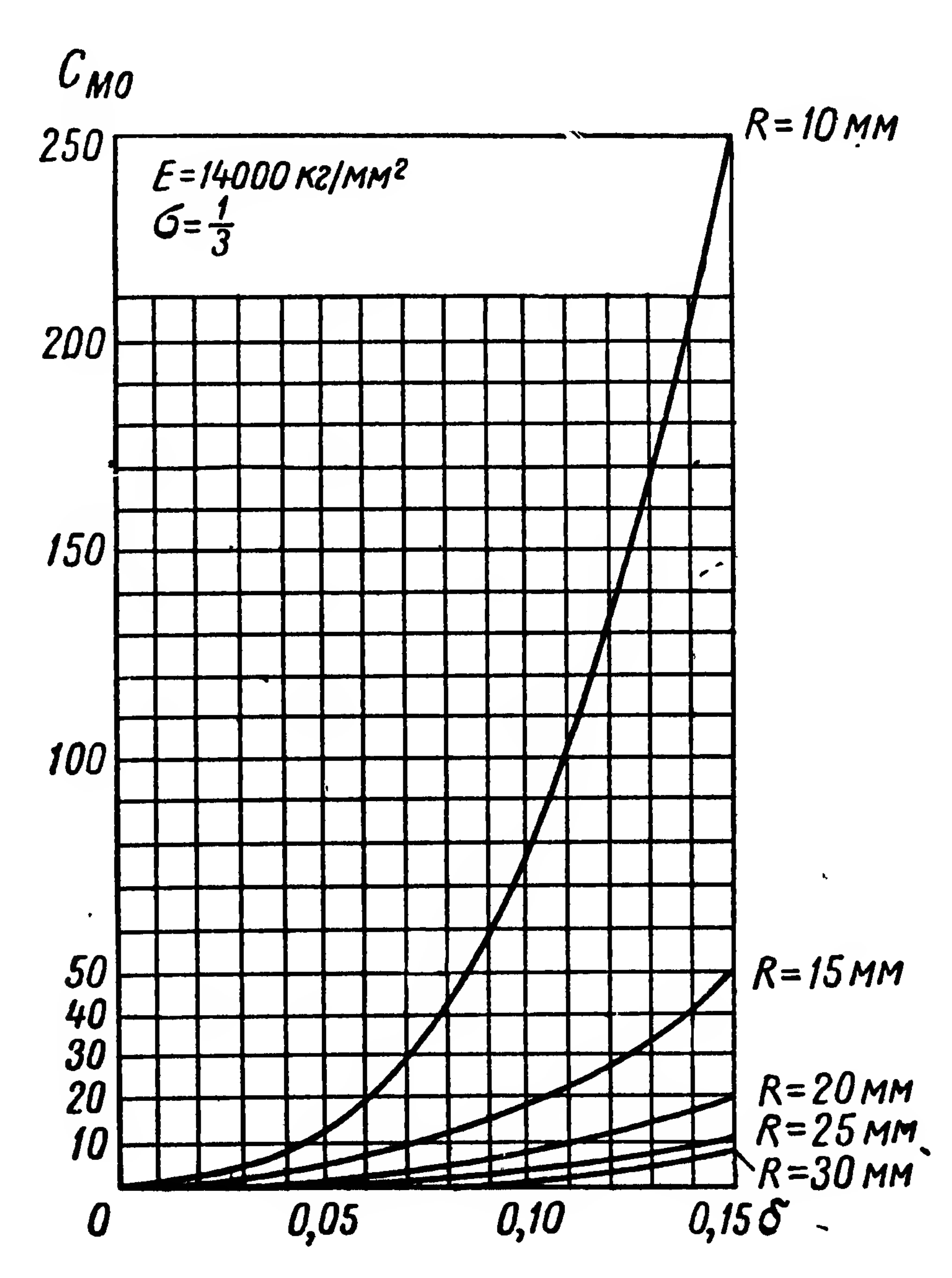
Начальная жесткость имеет решающее влияние на качество мембраны и, как это видно из уравнения (30), в очень большой степени зависит от толщины материала и радиуса рабочей части мембраны. На фиг. 47 изображены кривые, выражающие эту зависимость для мембран с радиусами $R = 10$, 15, 20, 25 и 30 *мм* при различной толщине их. Из графика видно, что с увеличением толщины материала на 0,02 *мм* (с 0,05 до 0,07 *мм*) при радиусе $R = 10$ *мм* начальная жесткость мембраны увеличивается в 2,5 раза.

У гофрированной мембраны зависимость прогиба от действующих на мембрану давлений значительно сложнее, чем у плоской

мембраны и потому приведенные выше уравнения неприменимы к гофрированной мембране.

Характеристика мембраны

Характеристикой мембраны называется кривая, выражающая зависимость между перемещением центра мембраны (т. е. максимальным прогибом f_{max}) и действующим на нее давлением. Характеристики могут быть построены по зависимости между деформацией мембраны и той величиной, которая измеряется с помощью прибора. Характеристики называются соответственно наименованию этой величины. Например, если характеристика мембраны указателя скорости построена на основе зависимости между перемещением центра мембраны и скоростью полета самолета, то такая характеристика называется характеристикой мембраны по скорости. В отличие от таких характеристик характеристику мембраны по давлению называют просто характеристикой мембраны.



Фиг. 47. График зависимости начальной жесткости мембраны от радиуса рабочей части и толщины мембраны δ *мм*.

Для построения характеристики негофрированной мембраны можно воспользоваться формулой (28). Например, если взять латунную мембрану, толщина которой $\delta=0,2$ *мм*, радиус $R=30$ *мм* и модуль упругости $E=12\,700$ *кг/мм²*, то

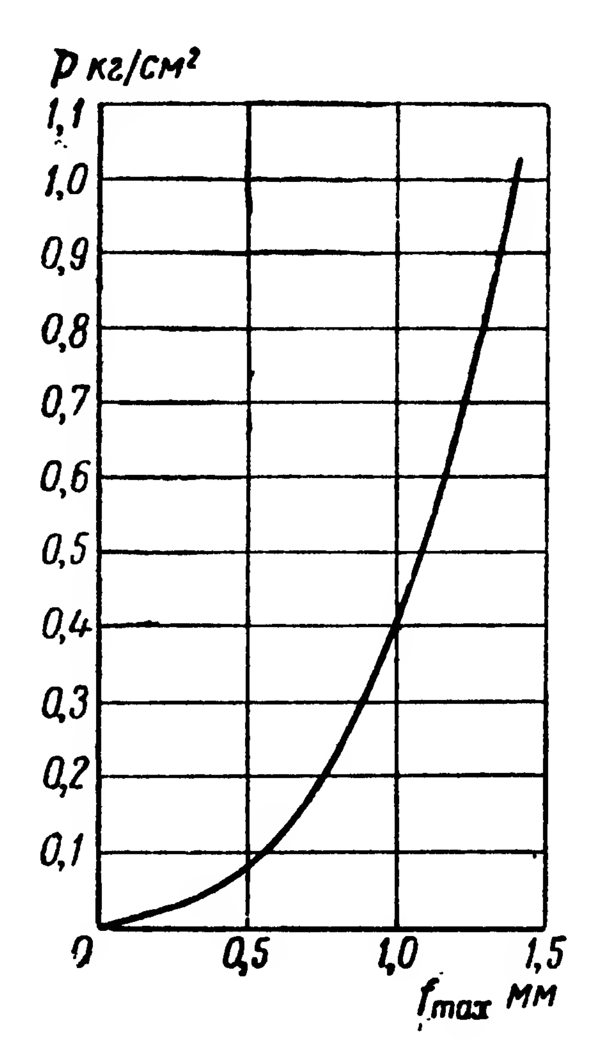
$$p=5,87\frac{f_{max}\delta^3 E}{R^4}\left(1+0,2\frac{f_{max}^2}{\delta^2}\right)=5,87\frac{f_{max}0,2^3\cdot 12\,700}{30^4}\left(1+\frac{0,2}{0,2^2}f_{max}^2\right).$$

Преобразуя это уравнение, получим

$$2,74p = 0,2f_{max} + f_{max}^3. \qquad (31)$$

Задаваясь значениями давления p и вычисляя f_{max}, построим график зависимости, изображенный на фиг. 48.

После изготовления мембраны или мембранной коробки ее характеристику проверяют на соответствующих поверочных установках. Примерный вид этих характеристик для наиболее распространенных в авиационных приборах гофрированных мембран показан на фиг. 49. Для увеличения допустимого прогиба мембраны соединяют

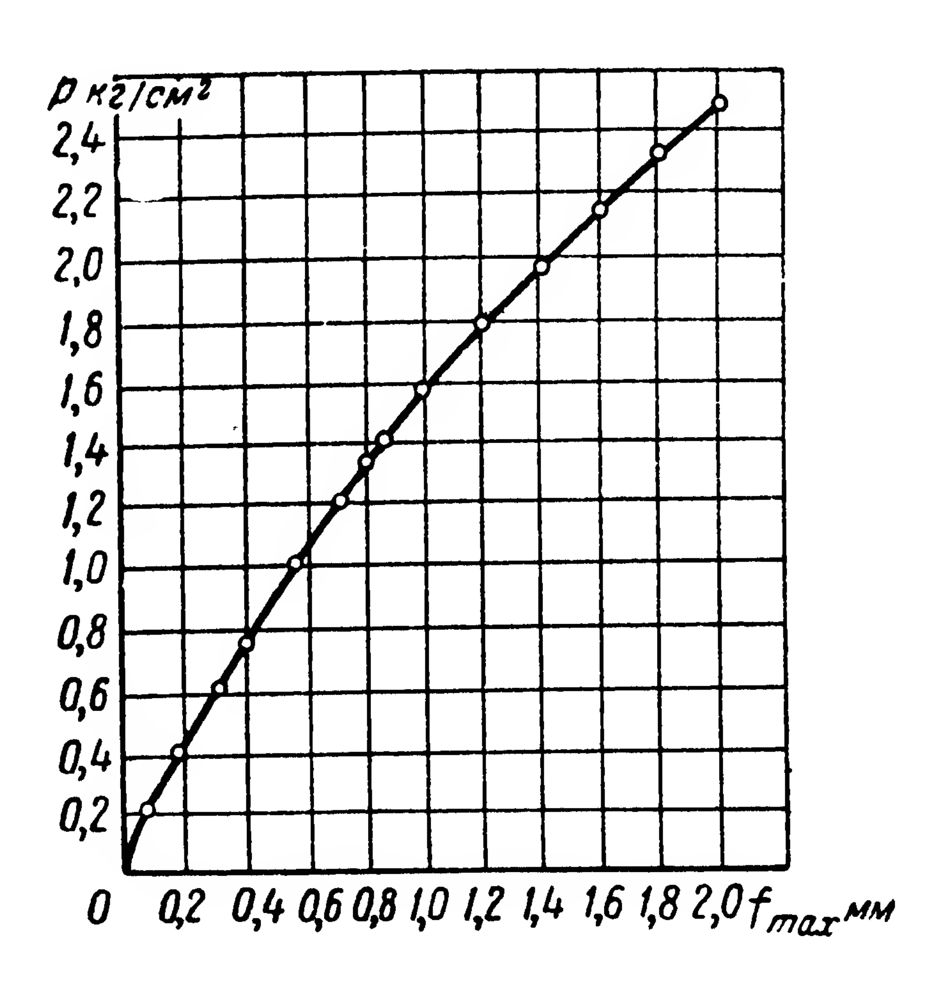


Фиг. 48. Характеристика мембранной коробки из негофрированных мембран.

в коробки, а иногда коробки — в батареи коробок (из двух-трех коробок и более). Батарея коробок изображена на фиг. 50. На фиг. 51 приведены характеристики мембран и составленной из них манометрической коробки, применяемой в указателе скорости УС-350.

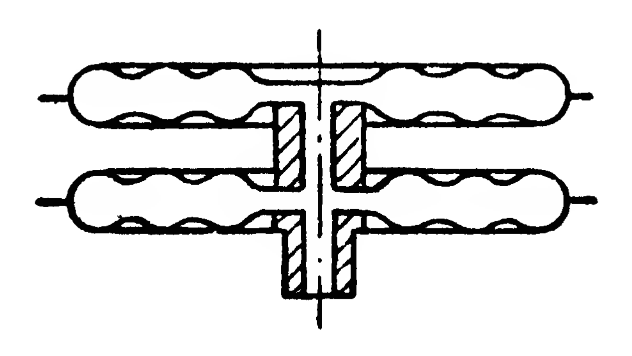
При изготовлении мембран применяют ряд технологических операций для уменьшения величины упругого последействия и вариации показаний (гистерезиса). В частности, для этого применяют так называемое искусственное старение вновь изготовленной мембраны. Эта операция состоит в том, что мембрану многократно подвергают нагрузке, при которой имеет место остаточная деформация, после чего нагрузку снимают. Суммарная остаточная деформация при этом, как правило, возрастает, приближаясь к некоторому предельному значению (фиг. 52). В результате такого искусственного старения происходит стабилизация остаточной деформации.

Давление p_{max}, до которого мембрана была массирована перед ее установкой в прибор, называется максимально допустимым давлением. При выборе мембраны руководствуются тем условием, что



Фиг. 49. Характеристика гофрированной мембраны.

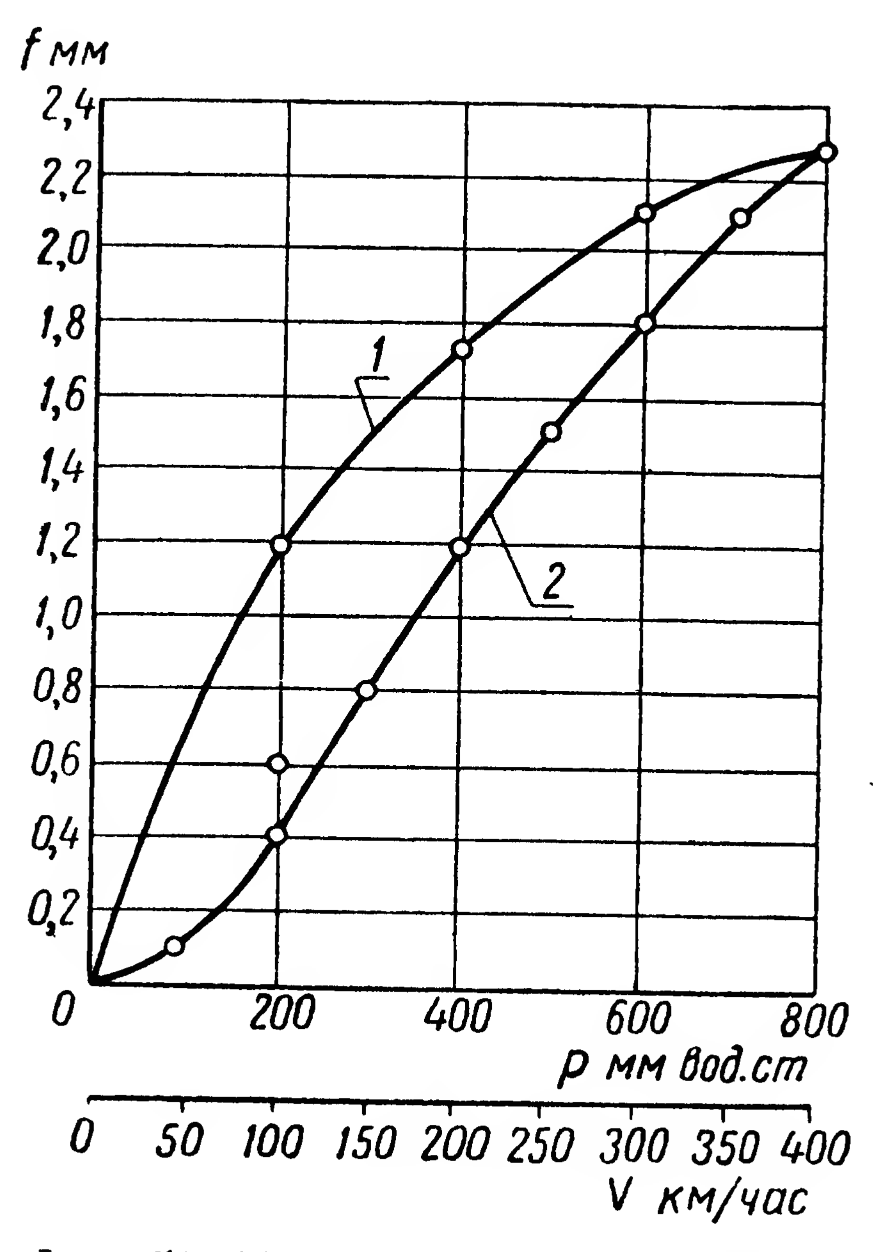
рабочее давление, при котором должна работать мембрана, должно быть меньше максимально допустимого; в противном случае возможно появление остаточной деформации, превышающей полученную при искусственном старении мембраны.



Фиг. 50. Батарея из двух мембранных коробок.

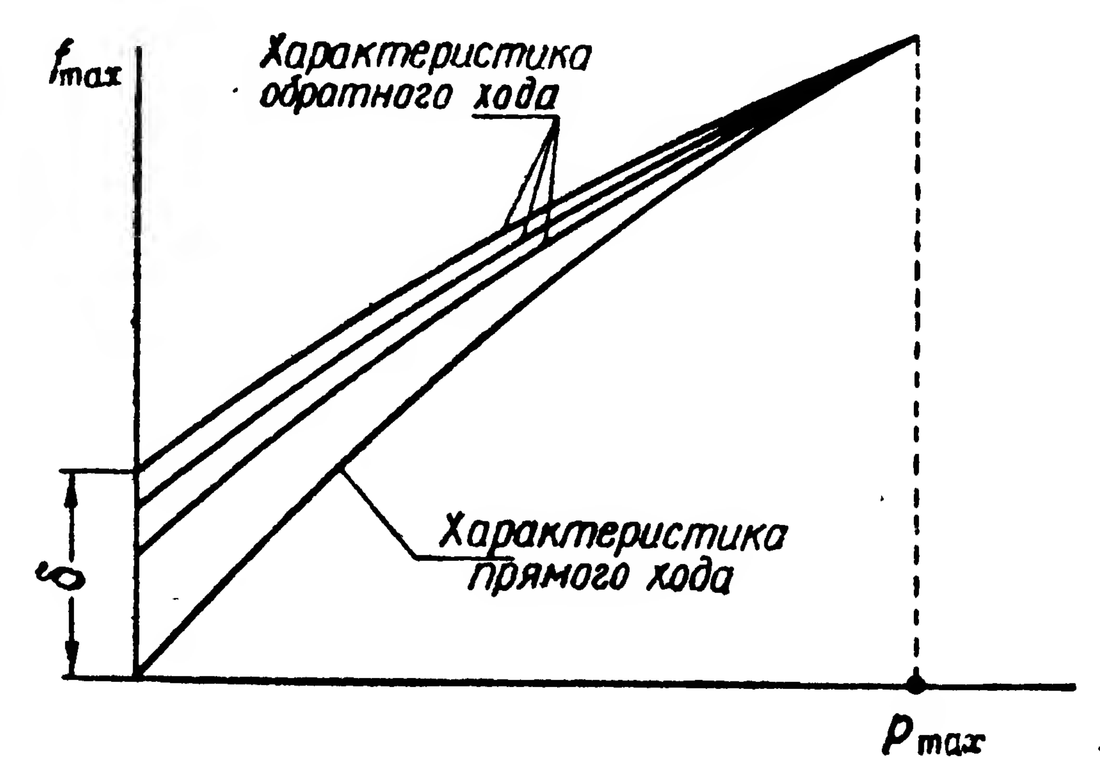
Влияние температуры на характеристики упругих чувствительных элементов

Экспериментальными исследованиями установлено, что причиной температурных ошибок в авиационных приборах, в которых чувствительной частью является упругий элемент, является изменение его модуля упругости с изменением температуры. Изменение модуля упругости учитывается температурным коэффициентом, значения которого на 1° С для различных материалов приведены в табл. 3.



Фиг. 51. Характеристика манометрической коробки, применяемой в указателе скорости УС-350.

Кривая 1—характеристика по давлению; кривая 2—характеристика по скорости.



Фиг. 52. График искусственного старения мембран для уменьшения и стабилизации остаточной деформации.

Таблица 3

Материал	Химический состав в %	Состояние образца	Модуль упругости E в $кг/см^2$ при 0° C	Температурный коэффициент в интервале от −20 до +50° C
Алюминий	Чистый	Отожженный	683 000	от −0,00100 до −0,00135
Дуралюмин	Al—95,9 Cu— 4,1	Полутвердый, подвергавшийся термической обработке	720 000	−0,00062
Монельметалл	Cu—26 Ni—70,2	Нагартованный	1 850 000	−0,00042
То же	Cu—28,9 Ni—67,7	Отожженный	1 770 000	−0,00038
Латунь	Cu—63 Zn—35 Pl— 1,8	Нагартованная	990 000	−0,00052
»	Cu—62 Zn—35 Pl— 2,6	»	990 000	−0,00046
»	Cu—60 Zn—40	—	—	−0,00040
Фосфористая бронза	Zn— 3,9	Нагартованная	1 180 000	−0,00048
То же	Zn— 7,0	—	—	−0,00034
Нейзильбер	Cu—57 Zn—26 Ni—15,5	Подвергавшийся термической обработке	1 270 000	−0,00037
То же		Отпущенный при 200° C	1 220 000	−0,00042
Рояльная проволока	Fe—99,14 C— 0,86	Подвергавшаяся термической обработке	2 080 000	−0,00037
То же		Нагартованная	—	−0,00042
Хромованадиевая сталь	Fe—99,45 C— 0,55	Подвергавшаяся термической обработке	2 300 000	от −0,00026 до −0,00034
Хромомолибденовая сталь	Fe—99,46 C— 0,54	—	2 150 000	−0,00048
Высокосортная сталь	Fe—99,19 C— 0,81	Быстро отпущенная при 200° C	2 250 000	−0,00031

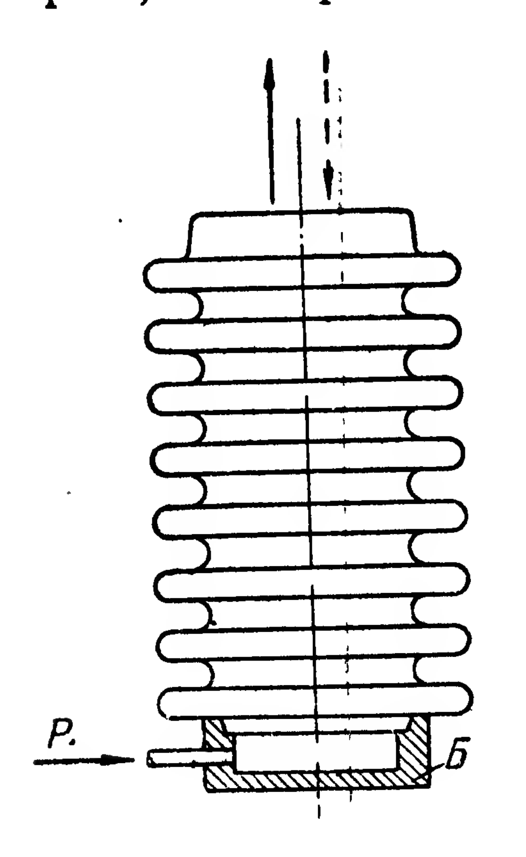
Как видно из табл. 3, все температурные коэффициенты упругости отрицательны, что означает увеличение модуля упругости при уменьшении температуры и, наоборот, уменьшение его при увеличении температуры. Таким образом, показания прибора при повышении температуры будут увеличиваться, т. е. будет возникать температурная погрешность прибора.

При этом влияние изменения модуля упругости с температурой на увеличение температурной погрешности является преобладающим над всеми другими составляющими температурной погрешности прибора.

Чтобы свести к минимуму температурные погрешности, возникающие от изменения упругости чувствительных элементов, применяются различного рода температурные компенсации, в частности, путем изменения передаточного числа множительно-передаточного механизма при помощи биметаллических пластин и валиков. Подробно этот метод температурной компенсации рассмотрен в § 9.

Сильфоны

Сильфон представляет собой круглую металлическую гармонику, изготовленную из цельнотянутой трубки. Один конец сильфона закрыт, а второй конец открыт и служит для сообщения внутренней полости сильфона со средой, давление которой измеряется, или с полостью чувствительного элемента указателя (фиг. 53). Для этого открытую сторону сильфона впаивают в неподвижное основание *Б* с отверстием для соединения с трубопроводом линии передачи.



Фиг. 53. Сильфон.

В тех случаях, когда сильфон должен служить разделителем между средой, давление которой измеряется, и чувствительным элементом указателя, полость сильфона и полость чувствительного элемента, а также трубопровод, соединяющий их, заполняют специальной передающей жидкостью.

Работа сильфона основана на его способности растягиваться или сжиматься под действием разности давлений. При этом перемещение дна сильфона прямо пропорционально величине действующей на него разности давлений и обратно пропорционально жесткости сильфона, т. е.

$$f = k\frac{p}{C_c}, \tag{32}$$

где f — перемещение дна сильфона в *мм*;

p — разность давлений, действующая на дно сильфона;

C_c — жесткость сильфона;

k — коэффициент, зависящий от количества, высоты и формы кольцевых гофров сильфона.

При достаточно большом количестве кольцевых гофров дно сильфона будет значительно перемещаться. Это является большим преимуществом сильфона перед манометрической коробкой.

Недостатком сильфона является большой гистерезис, достигающий 5—6%. Поэтому сильфон применяется в авиационных приборах, главным образом, в качестве разделителя (например, в гидравлических дистанционных манометрах масла, бензина и др.).

В качестве собственно чувствительного элемента сильфон применяется в комбинации с пружиной, жесткость которой превышает в 5—6 раз жесткость сильфона, благодаря чему увеличивается упругость сильфона и гистерезис уменьшается до 1%.

Свойства и характеристики материалов, применяемых для изготовления упругих чувствительных элементов

Условия работы авиационных приборов весьма непостоянны и часто неблагоприятны для их деталей вообще, а для упругих чувствительных элементов, как наиболее ответственных деталей,— в особенности.

Поэтому требования, которым должны удовлетворять материалы, применяемые для изготовления упругих чувствительных элементов, весьма высоки. Основными из этих требований являются:

— максимально возможный предел прочности при растяжении при возможно большом относительном удлинении;

— стабильность характеристики, т. е. упругие свойства материала должны быть стабильными по времени, температуре и нагрузке;

— устойчивость против коррозии в различных атмосферных условиях;

— отсутствие раковин, пузырей и других дефектов, свидетельствующих о неплотности материала.

В настоящее время для изготовления упругих чувствительных элементов применяются в основном следующие материалы.

Латунь — сплав, который употребляется в некоторых случаях для изготовления мембран. Обладает наименьшим по сравнению с другими материалами пределом прочности при растяжении и наименьшей антикоррозийностью.

Нейзильбер — используется для изготовления мембран. По механическим свойствам почти равноценен латуни. Преимуществом по сравнению с латунью является бо́льшая устойчивость против коррозии.

Бронза фосфористая — обладает бо́льшим пределом прочности при растяжении и бо́льшим относительным удлинением, чем латунь и нейзильбер. Это дает возможность изготовлять мембраны с бо́льшей упругостью. Мембраны из фосфористой бронзы имеют стабильную характеристику, обладают относительно малым гистерезисом и последействием, а также высокой антикоррозийностью. Эти качества способствовали широкому распространению фосфористой бронзы в качестве материала для изготовления упругих чувствительных элементов: мембран, трубчатых пружин, плоских спиральных пружин и др.

Нержавеющая сталь — обладает бо́льшей устойчивостью против коррозии, чем фосфористая бронза. Некоторые трудности технологической обработки пока не позволили широко использовать этот материал в приборостроении для изготовления чувствительных элементов.

Элинвар — механические свойства выше, чем у всех перечисленных выше материалов; отличается исключительным постоянством характеристик и очень малыми гистерезисом и последействием (0,1—0,2% максимального прогиба); антикоррозийные качества очень высокие; упругие свойства практически постоянны в пределах от —50 до +80° С. Есть все основания полагать, что этот сплав получит широкое распространение для изготовления чувствительных элементов авиационных приборов.

Бериллиевая бронза. По упругим свойствам мембраны из этого материала близки к мембранам из элинвара.

Механические свойства некоторых материалов, наиболее пригодных для изготовления упругих чувствительных элементов, даны в табл. 4.

Таблица 4

Механические свойства листовых материалов, используемых для изготовления мембран

Наименование материала	Марка	Толщина *мм*	Состояние материала	Средние механические свойства		
				$E\cdot10^6$ *кг/мм²*	σ_b в *кг/мм²*	δ в %
Бронза бериллиевая	БрБ 2,3—2,6	0,3—0,1	Облагороженная при 310° С в течение 2 час.	1,32—1,39	110—140	3,0
Бронза оловянисто-фосфористая	БрОФ 6,5—0,4	0,3—0,1	Нагартованная	1,2—1,39	61,5	8,75
Нейзильбер	НМц 65—20	0,22—0,1	„	1,42	60,7	5,3
Элинвар	—	0,3	„	1,96	96	3,0
Латунь	Л62	0,24	„	1,16	59	5,0

§ 9. ПЕРЕДАТОЧНО-МНОЖИТЕЛЬНЫЕ МЕХАНИЗМЫ

Измерительные авиационные приборы представляют собой механизмы, т. е. совокупность тел, искусственно так взаимно между собой связанных, что при заданном движении одного или нескольких из них каждое из остальных совершает вполне определенное движение относительно любого другого.

Деформации упругих чувствительных элементов недостаточно велики, чтобы о величине их можно было судить без предварительного увеличения. Кроме того, перемещения отдельных частей чувствительных элементов вследствие деформаций в большинстве случаев бывают поступательными и неравномерными. В то же время движение конечного звена (стрелки) измерительного прибора должно быть, как правило, равномерным и вращательным. Следовательно, поступательное и неравномерное движение чувствительного элемента необходимо преобразовать во вращательное и равномерное движение стрелки прибора. Это достигается с помощью передаточно-множительного механизма.

Таким образом, с помощью передаточно-множительного механизма выполняются задачи:

1) преобразования поступательного движения чувствительного элемента во вращательное движение конечного звена прибора;

2) умножения величины перемещения чувствительного элемента в необходимое число раз для возможного уменьшения цены деления шкалы;

3) выпрямления неравномерного движения чувствительного элемента в равномерное движение указывающей стрелки прибора для получения равномерной шкалы и плавного хода указывающей стрелки прибора.

Передаточно-множительные механизмы приборов обычно состоят из отдельных соединенных последовательно передач. При этом число и тип передач зависят от величины и характера деформации чувствительного элемента: чем больше величина этой деформации, тем меньшее количество передач требуется и наоборот.

Так, например, в приборах с трубчатой пружиной в качестве упругого чувствительного элемента механизм обычно состоит из двух передач. В приборах же с мембранной коробкой число передач достигает трех и более.

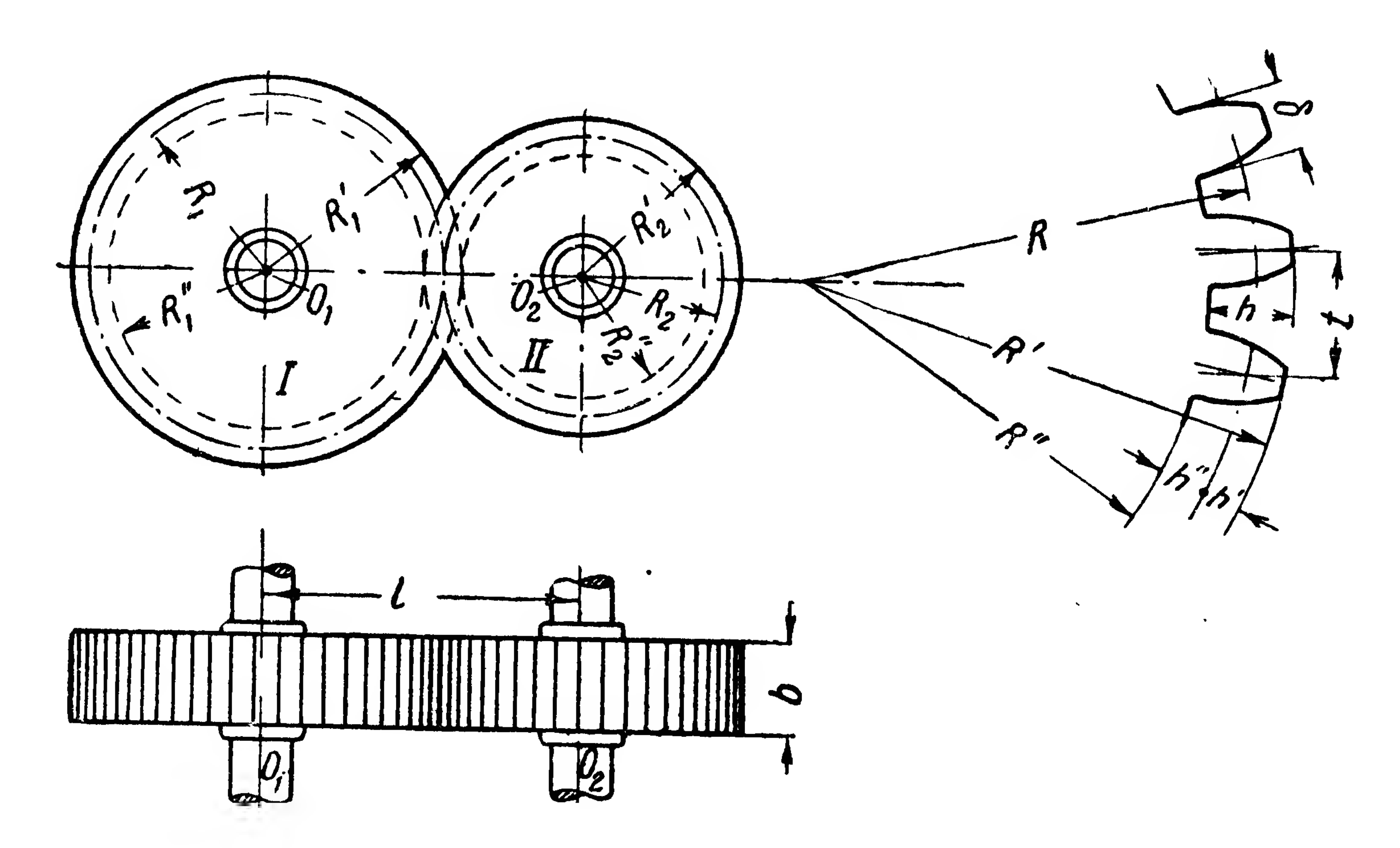
В механизмах авиационных приборов применяются зубчатые, червячные, шарнирно-рычажные, цепные, поводковые и кулачковые передачи. Эти передачи используются как по отдельности, так и в комбинации друг с другом.

Основной характеристикой всякой механической передачи является *передаточное число,* представляющее собой отношение скоростей перемещения звеньев передачи, обычно ведущего к ведомому.

Рассмотрим основные типы передач, применяемых в авиационных приборах.

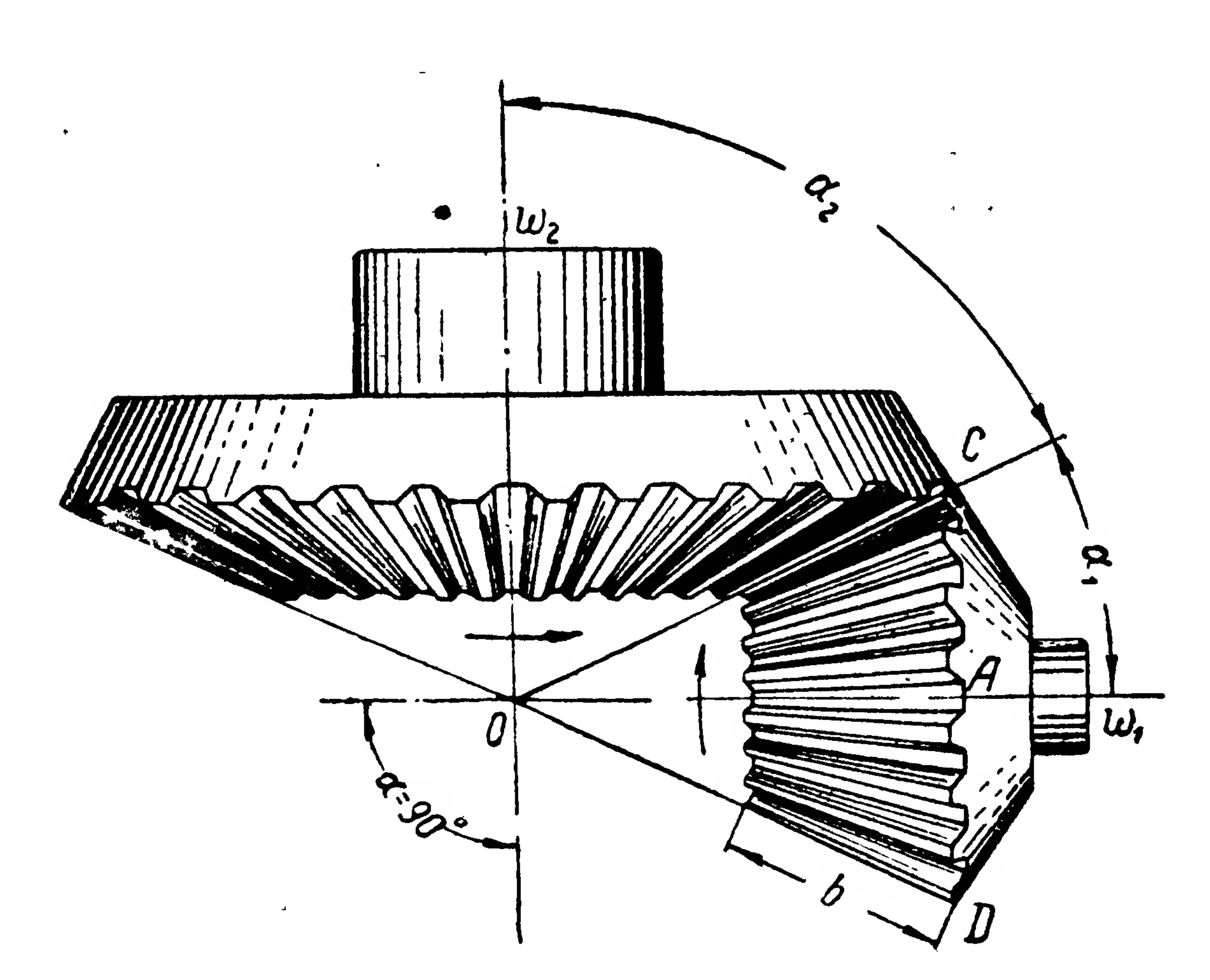
Зубчатая передача

В авиационных приборах зубчатые передачи обычно применяются в тех звеньях механизма, в которых особенно важно строгое постоянство передаточного числа. Например, в последних звеньях множительно-передаточных механизмов указателей авиационных приборов для сохранения постоянства передаточного числа обычно применяют зубчатую передачу (сектор—трибка), так как в противном случае движение указывающей стрелки прибора было бы неравномерным, а это нежелательно.



Фиг. 54. Цилиндрические зубчатые колеса.

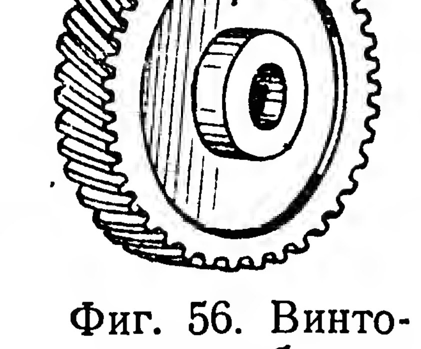
R_1 и R_2—радиусы начальных окружностей зубчатого зацепления; R'_1 и R'_2—радиусы внешних окружностей; R''_1 и R''_2—радиусы внутренних окружностей; l—расстояние между центрами (осями) колес.



Фиг. 55. Конические зубчатые колеса.

Зубчатые передачи разделяются на передачи с помощью:

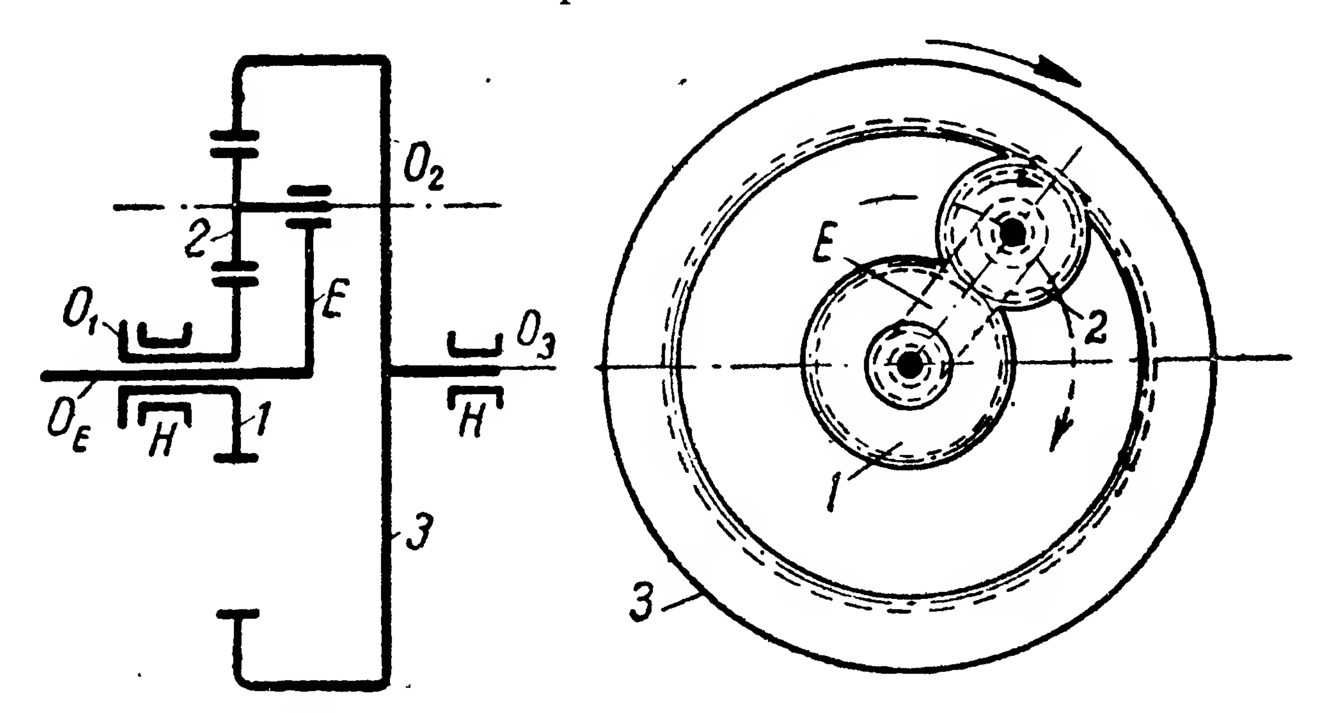
— цилиндрических зубчатых колес (фиг. 54), которые применяются для передачи движения между параллельными осями. В авиационном приборостроении цилиндрические зубчатые колеса имеют наибольшее распространение по сравнению с другими типами зубчатых передач;


Фиг. 56. Винтовые зубчатые колеса.

— конических зубчатых колес (фиг. 55), применяемых для передачи движения между пересекающимися осями, лежащими в одной плоскости;

— винтовых зубчатых колес (фиг. 56), применяющихся для передачи движения между пересекающимися и не лежащими в одной плоскости осями;

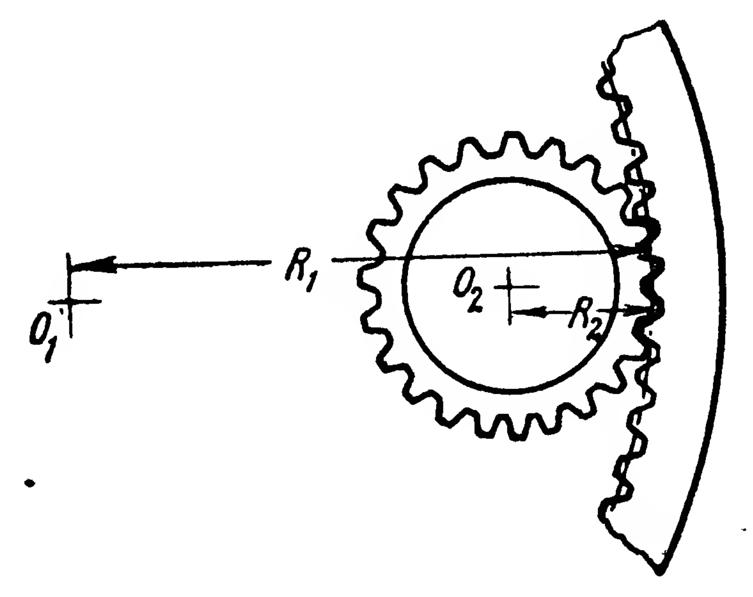
— кроме того, имеются планетарные зубчатые передачи (фиг. 57), применяемые в тех случаях, когда необходимо получить большие передаточные числа при малых габаритах редуктора. В авиационных приборах планетарные передачи применяются главным образом в самозаписывающих приборах.



Фиг. 57. Трехзвенная планетарная передача.

Кроме указанной классификации зубчатых передач, последние еще различаются по характеру зацепления. Если колеса сцеплены между собой выпуклыми сторонами (см. фиг. 54), зацепление называется внешним. Если же выпуклая сторона одного колеса сцеплена с вогнутой стороной другого (фиг. 58), то зацепление называется внутренним.

Цилиндрическая зубчатая передача с внешним зацеплением (см. фиг. 54). Колесо *I* — ведущее, колесо *II* — ведомое. Зубья препятствуют взаимному скольжению поверхностей колес, вследствие чего линейные скорости вращения обоих колес в точке зацепления будут одинако-



Фиг. 58. Зубчатые цилиндрические колеса с внутренним зацеплением.

выми. Если линейную скорость на поверхности колеса *I* обозначить через V_1, а на поверхности колеса *II* через V_2, то можно написать

$$V_1 = V_2 = V.$$

Так как линейная скорость равна произведению угловой скорости и соответствующего радиуса вращения (см. § 7), то линейные скорости в точках, лежащих на начальных окружностях, будут соответственно равны

$$V_1 = \omega_1 R_1 \quad \text{и} \quad V_2 = \omega_2 R_2,$$

где ω_1 и ω_2 — угловые скорости колес *I* и *II*.

Таким образом,

$$\omega_1 R_1 = \omega_2 R_2,$$

откуда находим

$$\frac{\omega_1}{\omega_2} = \frac{R_2}{R_1},$$

т. е. угловые скорости зубчатых колес обратно пропорциональны их радиусам. В практике чаще пользуются не угловыми скоростями, а числами оборотов в единицу времени, а вместо отношения радиусов — отношением чисел зубьев. Если обозначить через n_1 и n_2 числа оборотов колес *I* и *II* в единицу времени, то угловые скорости выразятся через числа оборотов соотношениями

$$\omega_1 = 2\pi n_1 \quad \text{и} \quad \omega_2 = 2\pi n_2.$$

Разделив одно уравнение на другое, найдем, что отношение угловых скоростей будет равно отношению соответствующих чисел оборотов

$$\frac{\omega_1}{\omega_2} = \frac{2\pi n_1}{2\pi n_2} = \frac{n_1}{n_2} = \frac{R_2}{R_1}.$$

Для зацепления зубчатых колес необходимо, чтобы зубья и впадины на одном и другом колесах были одинаковы. Расстояние между двумя соседними зубьями называется шагом зубчатого зацепления. Как видно по фиг. 54, произведение числа зубьев на шаг равно длине окружности колеса. Если обозначить шаг зубчатого зацепления через t, число зубьев первого колеса через z_1, а число зубцов второго колеса через z_2, то можно написать:

$$tz_1 = 2\pi R_1 \quad \text{и} \quad tz_2 = 2\pi R_2.$$

Разделив одно уравнение на другое, найдем, что

$$\frac{R_2}{R_1} = \frac{z_2}{z_1}$$

или

$$\frac{n_1}{n_2} = \frac{z_2}{z_1},$$

т. е. числа оборотов зубчатых колес обратно пропорциональны числу зубьев. Определим из этого равенства число оборотов ведомого колеса

$$n_2 = \frac{z_1}{z_2} n_1.$$

Отношение числа зубьев ведущего колеса z_1 к числу зубьев ведомого z_2 называется передаточным числом и обозначается буквой i. Число оборотов ведомого колеса можно выразить через число оборотов ведущего колеса и через передаточное число уравнением

$$n_2 = in_1. \qquad (33)$$

Таким образом, зная передаточное число и число оборотов одного из колес, всегда можно подсчитать число оборотов другого колеса. Чтобы знать передаточное число зубчатой передачи, необходимо сосчитать зубья колес и разделить число зубьев ведущего колеса на число зубьев ведомого. Наоборот, зная числа оборотов обоих колес, можно определить передаточное число между ними, так как из уравнения (33) видно, что $i = \frac{n_1}{n_2}$, т. е. отношению числа оборотов ведущего колеса к числу оборотов ведомого.

Кроме передаточного числа, при расчете зубчатых колес пользуются *модулем зацепления*. Последний представляет собой отношение шага t зубчатой передачи к числу π и обозначается буквой m, т. е.

$$m = \frac{t}{\pi}.$$

Физический смысл модуля зацепления можно уяснить, если выразить его через диаметр и число зубьев. Исходя из условия, что для всякого зубчатого колеса

$$tz = 2\pi R, \quad \text{находим} \quad t = \frac{2\pi R}{z}.$$

Подставляя в формулу для m полученное выражение шага, будем иметь

$$m = \frac{D}{z}.$$

Из этого соотношения видно, что *модуль зубчатого зацепления представляет собой долю диаметра начальной окружности колеса, приходящуюся на один зуб.*

Для нормального (стандартного) зацепления приняты следующие соотношения между размерами зубьев, модулем и шагом зацепления:

высота головки зуба (т. е. расстояние между внешней и начальной окружностями) $h' = m \approx 0{,}3\,t$;

высота ножки зуба (расстояние между внутренней и начальной окружностями) $h''=1,2m \approx 0,4t$;

общая высота зуба $h=h'+h''=2,2m \approx 0,7t$;

толщина зуба $\delta=\frac{\pi m}{2} \approx 0,5t$.

Практически толщина зуба берется немного меньше половины шага, для того чтобы обеспечить небольшой зазор (приблизительно $\frac{1}{40}t$) по начальной окружности во избежание защемления зубьев.

В передаточно-множительных механизмах авиационных приборов меньшее зубчатое колесо в большинстве случаев является ведомым и называется *трибкой*. Помещается это колесо (трибка) почти исключительно на последнем рычаге механизма, на одной оси со стрелкой прибора.

Фиг. 59. Зубчатая передача сектор — трибка.

Большое (ведущее) колесо обычно представляет собой (фиг. 59) сектор. Величина угла сектора, а следовательно, и величина рабочего участка его определяется передаточным числом между сектором и трибкой. Например, если стрелка прибора должна сделать только один оборот, то и трибка, имеющая общую ось со стрелкой, должна сделать только один оборот. Если при этом радиус начальной окружности трибки в n раз меньше радиуса начальной окружности сектора, то угол поворота сектора при одном полном обороте трибки будет

$$\alpha_{сект}=\frac{360}{n}=\frac{2\pi}{n},$$

длина же рабочего участка сектора соответственно будет равна

$$S_{сект}=\frac{2\pi}{n}R,$$

где R — радиус начальной окружности сектора.

Часто в авиационных приборах зубчатые передачи состоят из нескольких пар колес. Такая система колес называется *редуктором*.

Общее передаточное число редуктора, состоящего из нескольких пар зубчатых колес с внешним зацеплением (фиг. 60), равно произведению передаточных чисел каждой пары сцепляющихся колес, т. е.

$$i=i_1 i_2 i_3 i_4, \tag{34}$$

где i_1 — передаточное число между колесами *1* и *2* (колесо *1* ведущее);

i_2 — передаточное число между колесами *3* и *4*;
i_3 — передаточное число между колесами *5* и *6*;
i_4 — передаточное число между колесами *7* и *8*.

Обозначив буквами n_1, n_2, n_3, n_4, n_5, n_6, n_7, n_8 числа оборотов соответствующих зубчатых колес и имея в виду, что $n_2 = n_3$, $n_4 = n_5$ и $n_6 = n_7$ (так как каждая из перечисленных пар колес сидит на одной общей оси), найдем

$$i_1 = \frac{n_1}{n_2}, \quad i_2 = \frac{n_2}{n_4}, \quad i_3 = \frac{n_4}{n_6} \quad \text{и} \quad i_4 = \frac{n_6}{n_8}.$$

Фиг. 60. Редуктор из зубчатых цилиндрических колес.

Подставляя эти значения в формулу общего передаточного числа, получим

$$i = \frac{n_1}{n_2} \frac{n_2}{n_4} \frac{n_4}{n_6} \frac{n_6}{n_8} = \frac{n_1}{n_8}.$$

Из полученного соотношения видно, что общее передаточное число системы из нескольких пар зубчатых колес с внешним зацеплением равно числу оборотов ведущего колеса первой пары, деленному на число оборотов последнего ведомого колеса.

Конические зубчатые колеса. Угол α между осями конических зубчатых колес называется *межосевым углом* (см. фиг. 55). В большинстве случаев у конических зубчатых передач угол α равен 90°. Передаточное число таких колес определяется аналогично передаточному числу для цилиндрических колес:

$$i = \frac{n_1}{n_2} = \frac{R_2}{R_1} = \frac{z_2}{z_1},$$

где n_1, R_1 и z_1 — число оборотов, радиус начальной окружности и число зубьев первого (ведущего) колеса;
n_2, R_2 и z_2 — то же для ведомого колеса.

Планетарные передачи. Рассмотренные выше зубчатые передачи несмотря на их различия имеют общую, характерную для них особенность: оси зубчатых колес вращаются в неподвижных подшипниках, так что прямая O_1O_2 (см. фиг. 54), проведенная через центры зацепляющихся колес, остается всегда неподвижной. В отличие от таких передач существуют передачи, в которых зубчатые колеса (одно или несколько) могут вращаться одновременно вокруг своей оси и вместе с ней вокруг какой-либо общей неподвижной оси (см. фиг. 57). В этой передаче колеса *1* и *3,* которые вращаются вокруг неподвижных осей, называются центральными. Центральное колесо *1,* вокруг которого вращаются все другие колеса, называется солнечным. Колеса, которые, вращаясь вокруг своей оси, одновременно вращаются вместе с этой осью вокруг другой оси, называются сателлитами (например, колесо *2*). Рычаг *E,* соединяющий подвижную ось колеса-сателлита с неподвижной осью солнечного колеса, называется траверсой или водилом. Общую геометрическую ось вращения центральных колес и водила называют *основной осью,* а все центральные колеса и водила — *основными звеньями.*

Если солнечное колесо неподвижно (т. е. само не вращается), то передача называется собственно *планетарной.* Если же вращаются все центральные колеса, в том числе и солнечное колесо, то передача называется *дифференциальной.*

Планетарные и дифференциальные передачи принято классифицировать по числу основных звеньев (центральных колес и водил) на двухзвенные, трехзвенные, четырехзвенные и т. д. Изображенная на фиг. 57 передача является трехзвенной, так как в ней имеется три основных звена — два центральных колеса *1* и *3* и водило *E.* На практике чаще всего применяются трехзвенные планетарные передачи.

В отличие от ранее рассмотренных нами простых зубчатых передач в планетарных передачах вычисление передаточного числа представляет более сложную операцию и требует иных приемов.

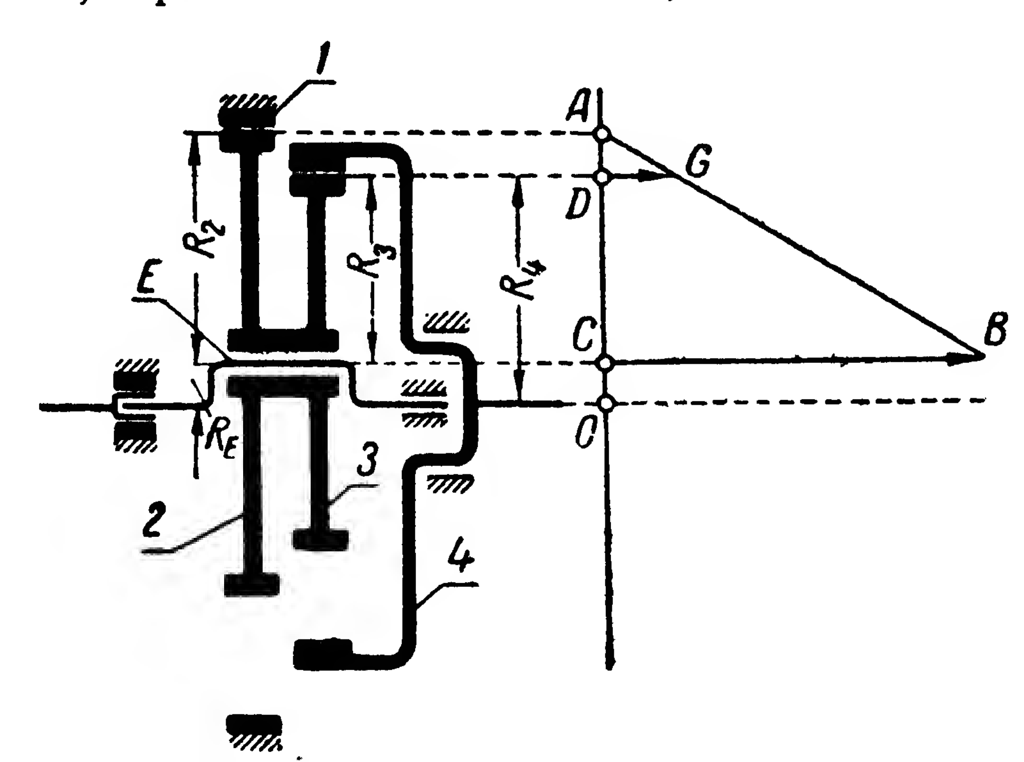
Из трех способов вычисления передаточного числа — универсального, табличного и графического — рассмотрим последний способ, как наиболее простой.

Для уяснения этого способа вычислим передаточное число для планетарной передачи, кинематическая схема которой изображена на фиг. 61. Передача представляет собой механизм, который состоит из неподвижного центрального колеса *1* с внутренним зацеплением, двойного сателлитового зубчатого колеса *2* и *3,* укрепленного на общем водиле *E,* и подвижного центрального колеса *4* с внутренним зубчатым зацеплением. Зубчатое колесо *2* имеет зацепление с неподвижным колесом *1,* а колесо *3* — с подвижным колесом *4.*

Водило (эксцентриковый вал) *E,* получая вращение от какого-либо двигателя, приводит в движение двойную сателлитовую шестерню *2* и *3.* Зубчатое колесо *2* меньшего диаметра, чем колесо *1,* а следовательно, и с меньшим количеством зубьев, будет передвигаться за каждый оборот водила *E* на количество зубьев, равное разности зубьев зубчатых колес *1* и *2.*

Зубчатое колесо *3*, жестко соединенное с зубчатым колесом *2*, будет обкатываться по ведомому зубчатому колесу *4*, заставляя его вращаться в направлении собственного вращения (так как зацепление внутреннее). Практический интерес, как правило, представляет скорость вращения ведомого зубчатого колеса — в данном случае колеса *4*. Для того чтобы определить скорость ведомого зубчатого колеса, построим план линейных скоростей.

При этом окружную линейную скорость водила E (верхней точки эксцентрика) можно легко вычислить, если известны число оборотов двигателя, вращающего водило, и величина эксцентриситета R_E.



Фиг. 61. Двухзвенная дифференциальная передача.

Если число оборотов двигателя (а следовательно, и водила) будет $n_{дв}$, величина эксцентриситета водила R_E, то можно написать

$$V_E = 2\pi R_E n_{дв} = 2\pi R_E n_E,$$

где V_E— окружная линейная скорость водила.

Отложим в виде отрезка CB вектор скорости $\overline{V}_E$ по горизонтальной линии (см. фиг. 61).

Так как зубчатое колесо *2* сцеплено с неподвижным зубчатым колесом *1*, то можно утверждать, что скорость общих точек сцепления этих зубчатых колес будет равна нулю, т. е. $V_2=0$. Эта скорость изобразится на плане скоростей в виде точки A, нанесенной на вертикальной оси на уровне радиуса R_2 начальной окружности зубчатого колеса *2*. Соединив точку A с концом вектора скорости V_E, получим прямую AB.

Скорость V_3 зубчатого колеса *3* в точке зацепления ее с зубчатым колесом *4* находится путем перенесения этой точки на план скоростей. Как видно по фиг. 61, скорость V_3 изобразится отрезком DG. Очевидно, что скорость V_3 будет одновременно являться и окружной линейной скоростью центрального зубчатого колеса *4*, т. е.

$$V_3 = V_4.$$

Из подобия треугольников CBA и DGA находим

$$\frac{V_4}{V_E} = \frac{R_2 - R_3}{R_2},$$

откуда

$$V_4 = V_E \frac{R_2 - R_3}{R_2}.$$

Подставив вместо скорости V_E ее выражение, получим

$$V_4 = 2\pi n_{\text{дв}} \frac{R_2 - R_3}{R_2},$$

где R_2 — радиус начальной окружности зубчатого колеса *2*;
R_3 — радиус начальной окружности зубчатого колеса *3*.

Скорость зубчатого колеса *4* можно выразить через число оборотов его:

$$V_4 = 2\pi R_4 \cdot n_4,$$

где n_4 — число оборотов зубчатого колеса *4*.

Из полученных равенств можно написать

$$V_4 = 2\pi R_4 n_4 = 2\pi R_E n_E \frac{R_2 - R_3}{R_2},$$

откуда находим передаточное число, равное отношению числа оборотов n_E водила к числу оборотов зубчатого колеса *4*

$$i = \frac{n_E}{n_4} = \frac{R_4 R_2}{R_E (R_2 - R_4)}. \qquad (35)$$

Из уравнения (35) можно получить выражение передаточного числа через числа зубьев и модуль зацепления. В самом деле, имея в виду, что $2R = mz$ (где m — модуль зацепления и z — число зубьев), можем написать

$$R_2 = \frac{m_2 z_2}{2}; \qquad R_3 = \frac{m_5 z_3}{2} \quad \text{и} \quad R_4 = \frac{m_4 z_4}{2}.$$

Если модули зацепления одинаковы, т. е. $m_2 = m_3 = m_4 = m$ (а на практике, как правило, так и бывает), то, подставляя в уравнение (35) значения радиусов R_2, R_3 и R_4, получим

$$i = \frac{m z_2 z_4}{2 R_E (z_2 - z_3)}. \qquad (36)$$

С помощью планетарных редукторов можно при малых их габаритах получить очень большие передаточные числа, что видно из плана скоростей, изображенного на фиг. 61: вектор окружной скорости колеса *4* во много раз меньше вектора окружной скорости эксцентрикового вала (или водила).

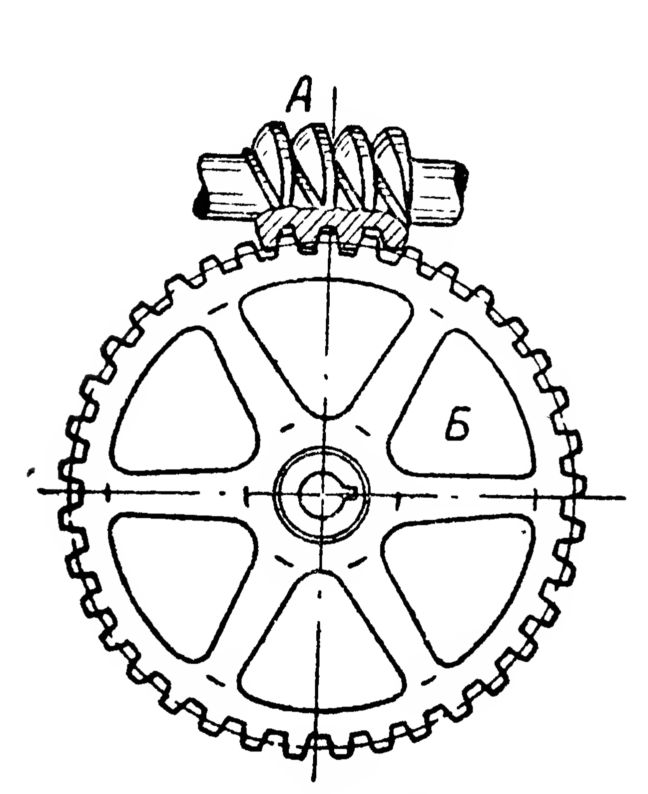
Червячная передача

Во многих авиационных приборах применяются червячные передачи (фиг. 62).

Как и всякий винт, червяк может быть правого и левого хода, одноходовым или многоходовым. На фиг. 63 показан двухходовой червяк и на фиг. 64 — трехходовой червяк.

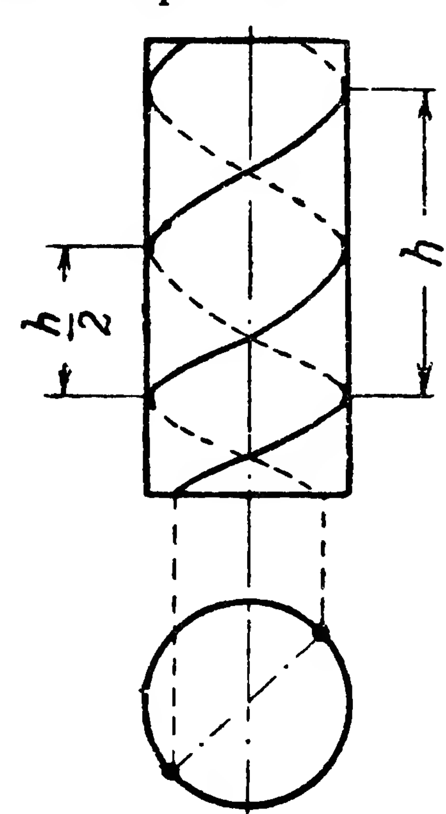
Число ходов червяка можно определить, посмотрев в торец винта: если виден один конец винтовой нитки, то винт одноходовой, если два,— то двухходовой и т. д.

Червячная передача применяется в случаях, когда необходимо передать движение между непересекающимися (скрещивающимися) осями, лежащими в разных плоскостях, или когда нужно значительно уменьшить число оборотов ведомого звена. Ведомым звеном в такой передаче всегда является червячное колесо.

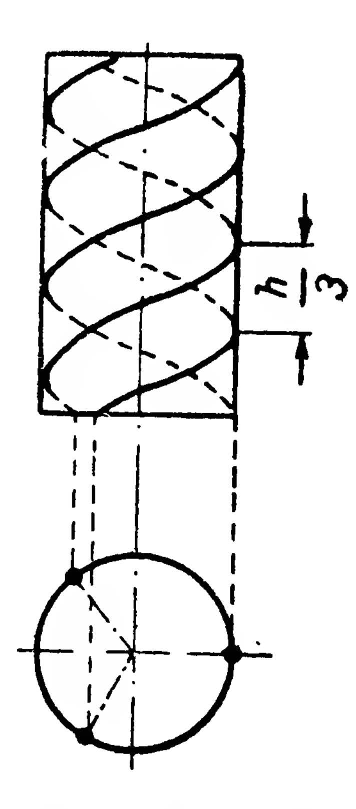


Фиг. 62. Червячная передача.

А—червяк; *Б*—червячное колесо.



Фиг. 63. Двухходовой червяк.



Фиг. 64. Трехходовой червяк.

Одному полному обороту одноходового червяка соответствует поворот червячного колеса на один зуб; при полном обороте двухходового червяка две нитки увлекут два зуба колеса и т. д. Если число ходов равно m, а число зубьев червячного колеса равно z, то полному повороту червяка будет соответствовать поворот червячного колеса на m зубьев, что составит $\frac{m}{z}$ полного оборота колеса.

Отношение числа ходов червяка к числу зубьев червячного колеса называется передаточным числом червячной передачи, т. е.

$$i_{\text{чер}} = \frac{m}{z}. \qquad (37)$$

Если обозначить число оборотов червяка через $n_{\text{чер}}$, а число оборотов червячного колеса через $n_{\text{кол}}$, то

$$n_{\text{кол}} = \frac{m}{z} n_{\text{чер}} = i_{\text{чер}} n_{\text{чер}}.$$

Из этого соотношения видно, что чем меньше число ходов червяка и чем больше число зубьев колеса, тем значительнее умень-

шится число оборотов колеса. Например, если число зубьев колеса $z=45$, а винтовая нарезка червяка одноходовая, то число оборотов колеса будет в 45 раз меньше числа оборотов ведущего червяка.

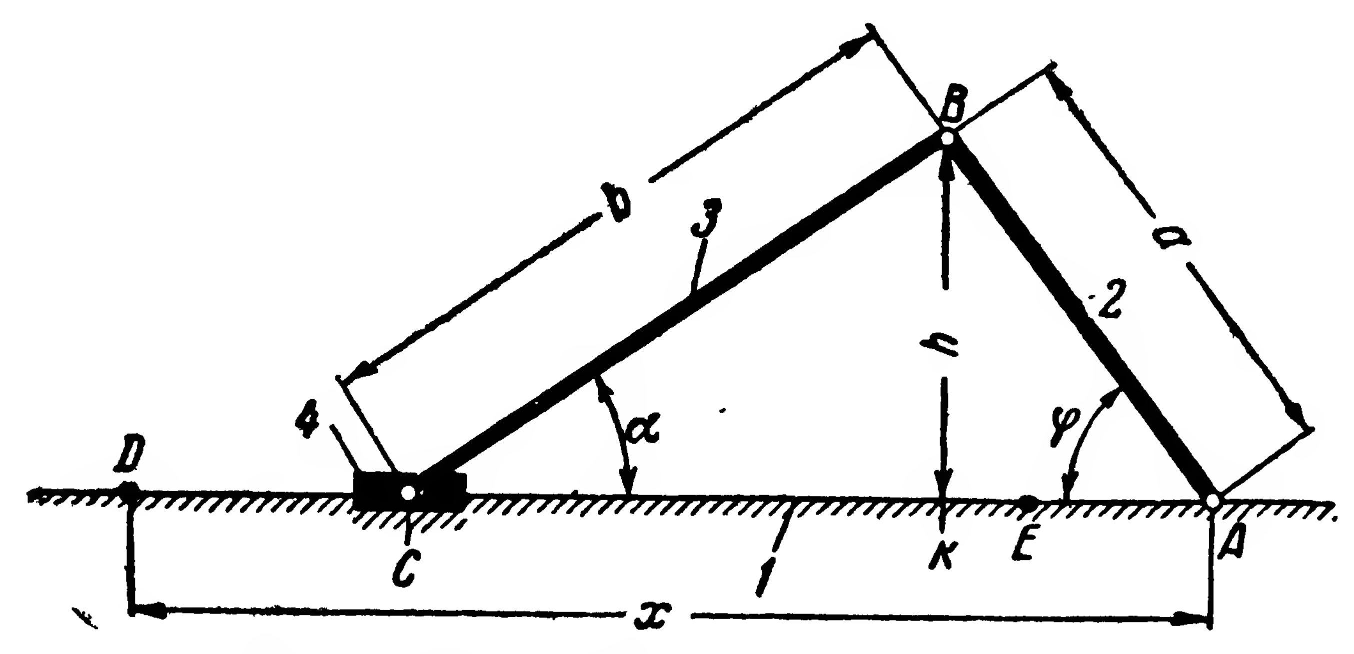
Угол между осями червяка и червячного колеса в практике авиационного приборостроения, как правило, берется равным 90°.

Шарнирно-рычажные передачи

Такие передачи представляют собой плоские или пространственные механизмы, составленные из жестких звеньев. В авиационных приборах встречаются главным образом кривошипно-шатунные передачи и реже кривошипно-кулисные.

Кривошипно-шатунная передача

Такая передача (фиг. 65) служит для преобразования возвратно-поступательного движения во вращательное или, наоборот. Кривошипно-шатунная передача состоит из четырех звеньев, которым присвоены специальные названия: звено *1* — неподвижное, называется *стойкой*; звено *2*, вращающееся вокруг шарнира *A*, носит название *кривошипа*; звено *3*, которое может совершать вращательное движение вокруг шарнира *C* с одновременным поступательным движением, называется *шатуном*; наконец, звено *4*, совершающее только поступательное движение, называется *ползуном*.



Фиг. 65. Кривошипно-шатунная передача.

Зависимость между положением ползуна и положением кривошипа может быть найдена из рассмотрения треугольника *ABC*. Обозначим длину шатуна буквой *b*, длину кривошипа буквой *a*. Расстояние точки *B* от стойки (звена *1*) назовем *h*, угол между кривошипом и стойкой — φ и угол между шатуном и стойкой — α.

При вращении кривошипа вокруг шарнира *A* ползун *C* будет занимать различные положения между двумя крайними точками — внешней крайней точкой *D* и внутренней крайней точкой *E*. Как видно по фиг. 65, крайние точки *D* и *E* соответствуют двум положениям кривошипа: одному, когда кривошип совпадает со стойкой *1*, и второму, когда кривошип является продолжением стойки *1*.

Расстояние h точки B от стойки в каждый данный момент определяется соотношениями

$$h = a \sin \varphi \quad \text{или} \quad b = b \sin \alpha.$$

Из этих соотношений находим, что между синусами углов существует зависимость

$$\sin \alpha = \frac{a}{b} \sin \varphi.$$

Когда ползун находится в крайнем внешнем положении, его расстояние от центра A вращения кривошипа равно сумме длин кривошипа и шатуна, т. е.

$$x = a + b.$$

Если же кривошип повернется на угол φ, то путь S, пройденный ползуном, будет в этом случае равен разности:

$$S = (a + b) - (AK + KC).$$

Но из треугольника ABC видно, что

$$AK = a \cos \varphi \quad \text{и} \quad KC = b \cos \alpha.$$

Подставляя эти значения в уравнение для пройденного пути, получим

$$S = a + b - (a \cos \varphi + b \cos \alpha) = a(1 - \cos \varphi) + b(1 - \cos \alpha).$$

Пользуясь известной тригонометрической зависимостью $1 - \cos x = 2 \sin^2 \frac{x}{2}$ и имея в виду, что $\sin \alpha = \frac{a}{b} \sin \varphi$, можем написать

$$S = 2a \sin^2 \frac{\varphi}{2} + b2 \frac{a^2}{b^2} \sin^2 \frac{\varphi}{2} = 2\left(a + \frac{a^2}{b}\right) \sin^2 \frac{\varphi}{2}.$$

В теоретической механике доказывается, что скорость движения ползуна связана с линейной скоростью конца кривошипа уравнением

$$V_C = V_B \left(\frac{a}{2b} \sin 2\varphi + \sin \varphi\right),$$

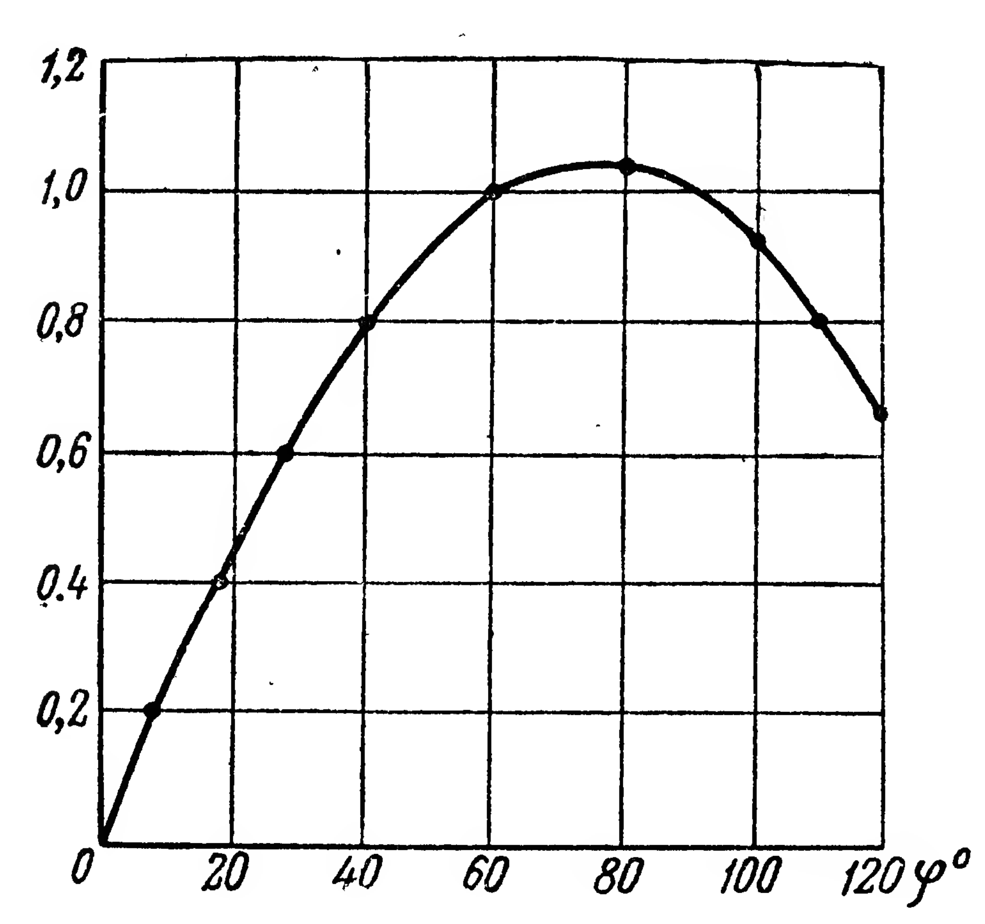
где V_C — скорость движения ползуна;

V_B — линейная скорость вращения конца кривошипа.

Передаточное число для кривошипно-шатунного механизма равно отношению скорости ползуна к линейной скорости конца кривошипа, т. е.

$$i_{\text{кш}} = \frac{V_C}{V_B} = \frac{a}{2b} \sin 2\varphi + \sin \varphi. \qquad (38)$$

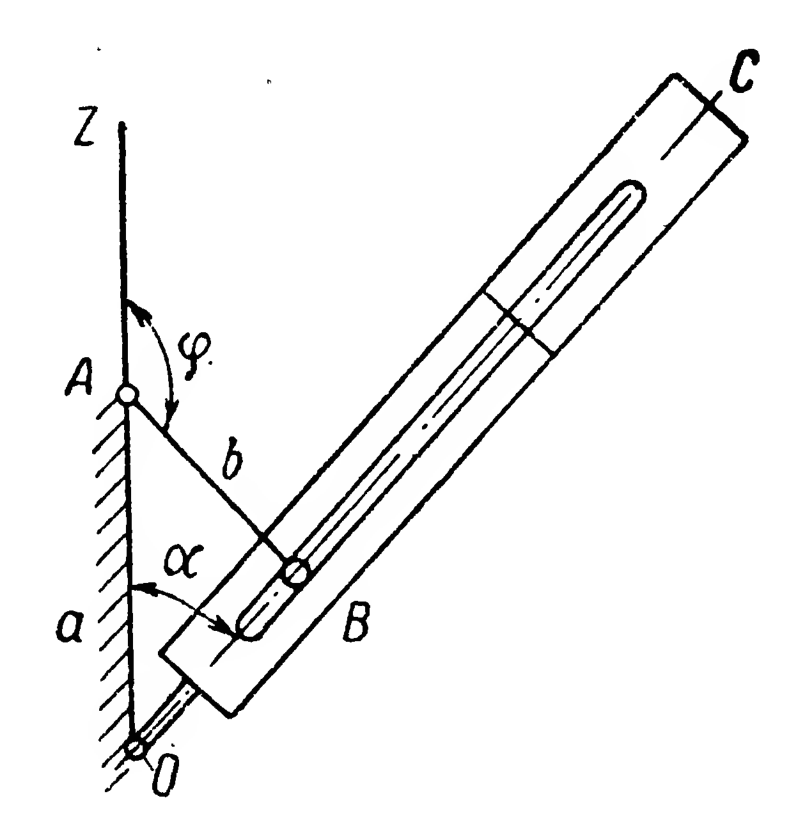
Из этого уравнения видно, что величина передаточного числа в кривошипно-шатунном механизме зависит в каждый данный момент от величины угла поворота кривошипа, т. е. является величиной переменной. Кривошипно-шатунный механизм в случае необходимости может быть использован для выпрямления неравномерного перемещения упругого чувствительного элемента в равномерное перемещение последующих звеньев механизма прибора. В тех приборах, где необходимо сохранить постоянство движения чувствительного элемента (например, в приборах с трубчатыми пружинами), длины кривошипа и шатуна подбираются такими, чтобы точка, выполняющая роль ползуна, перемещалась в пределах, для которых передаточное число резко не изменяется. На фиг. 66 изображен график зависимости передаточного числа от угла поворота кривошипа φ. Из этого графика видно, что диапазон сравнительно плавных изменений передаточного числа находится в пределах угла $\varphi = 60—80°$.



Фиг. 66. График зависимости передаточного числа от угла поворота кривошипа в кривошипно-шатунной передаче.

Кривошипная передача с качающейся кулисой

Представим себе рычаг OC с прорезью по длине; в прорези может перемещаться ползунок B во время вращения кривошипа AB (фиг. 67). Такой рычаг называется кулисой. Кривошип AB может делать полные обороты вокруг центра только в том случае, если его длина меньше расстояния между центром вращения кулисы O и центром вращения кривошипа A, т. е. расстояния OA.



Фиг. 67. Кривошипная передача с качающейся кулисой.

В таком кулисном механизме равномерное вращение кривошипа преобразуется в колебательное движение кулисы. Крайние положения кулисы соответствуют моментам, когда кривошип AB перпендикулярен оси кулисы.

Если обозначить расстояние между центрами вращения кулисы и кривошипа через a (т. е. $OA = a$), длину кривошипа AB через b,

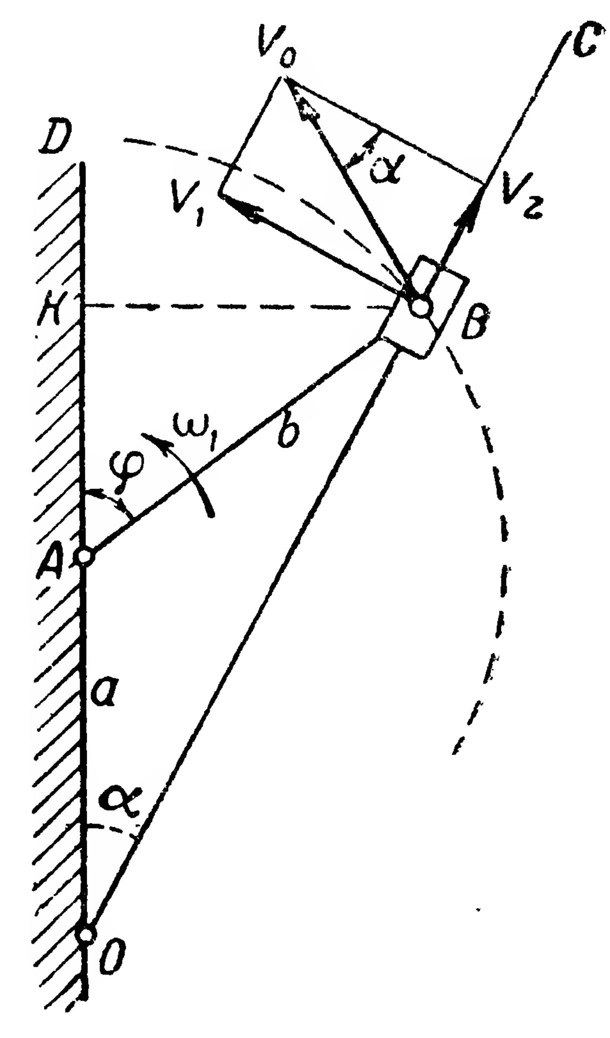
то максимальный угол отклонения кулисы определится соотношением

$$\sin\alpha = \frac{b}{a}.$$

При постоянной угловой скорости кривошипа различным его положениям на плоскости будут соответствовать разные по величине и направлению угловая скорость кулисы и относительная скорость ползунка. Пусть постоянная угловая скорость вращения кривошипа будет ω_0. Если длина кривошипа равна b, то линейная скорость точки B будет равна:

$$V_0 = \omega_0 b.$$

Отложим вектор скорости $\overline{V}_0$ в направлении касательной к окружности, описываемой точкой B, т. е. перпендикулярно оси кривошипа в точке B (фиг. 68).



Фиг. 68. Схема к выводу уравнения зависимости скорости ползуна от угловой скорости кривошипа в кривошипно-кулисной передаче.

Разложив линейную скорость на два направления: по направлению движения ползунка B и по направлению, перпендикулярному к оси кулисы, получим соответственно скорость его перемещения по кулисе в виде вектора $\overline{V}_2$ и линейную скорость перемещения кулисы $\overline{V}_1$. Скорость V_1 называется переносной скоростью кулисы, а скорость V_2 — относительной скоростью ползунка по кулисе.

Линейная скорость кулисы в направлении ее колебательного движения в каждый данный момент будет по абсолютной величине равна

$$V_1 = \omega \cdot OB,$$

где ω — угловая скорость вращения кулисы.

С другой стороны, из чертежа видно, что

$$V_1 = V_0 \cos\alpha = \omega_0 b \cos\alpha;$$

подставляя вместо V_1 ее значение, получим

$$\omega \cdot OB = \omega_0 b \cos\alpha,$$

откуда

$$\omega = \omega_0 b \frac{\cos\alpha}{OB}.$$

Угол α можно выразить через угол φ, который определяет положение кривошипа в плоскости вращения. Для этого опустим пер-

пендикуляр BK на линию центров OD. Из треугольника OBK можем определить $\cos\alpha$:

$$\cos\alpha = \frac{OA + AK}{OB} = \frac{a + AK}{OB}.$$

Величина AK определяется из треугольника ABK:

$$AK = b\cos\varphi.$$

Следовательно,

$$\cos\alpha = \frac{a + b\cos\varphi}{OB}.$$

Подставляя значение $\cos\alpha$ в выражение для угловой скорости кулисы, получим

$$\omega = \omega_0 b \frac{a + b\cos\varphi}{(OB)^2}.$$

Рассматривая косоугольный треугольник OAB, найдем величину OB, выразив ее через величины $OA = a$, $AB = b$ и через угол поворота кривошипа

$$(OB)^2 = a^2 + b^2 + 2ab\cos\varphi.$$

Подставляя полученное выражение OB в предыдущее уравнение, найдем

$$\omega = \omega_0 b \frac{a + b\cos\varphi}{a^2 + b^2 + 2ab\cos\varphi}.$$

Наибольшее и наименьшее значения ω получаются соответственно при $\varphi = 180°$ и $\varphi = 0$, т. е.

$$\omega_{max} = \omega_0 \frac{b}{a - b} \quad \text{и} \quad \omega_{min} = \omega_0 \frac{b}{a + b}.$$

Относительная скорость движения ползуна по кулисе будет равна

$$V_2 = \omega_0 b \sin\alpha$$

Чтобы выразить и эту величину через угол φ, воспользуемся треугольником OBK, из которого находим

$$BK = (OB)\sin\alpha = b\sin\varphi.$$

Следовательно,

$$\sin\alpha = \frac{b\sin\varphi}{OB};$$

подставляя полученное выражение в уравнение для V_2, получим

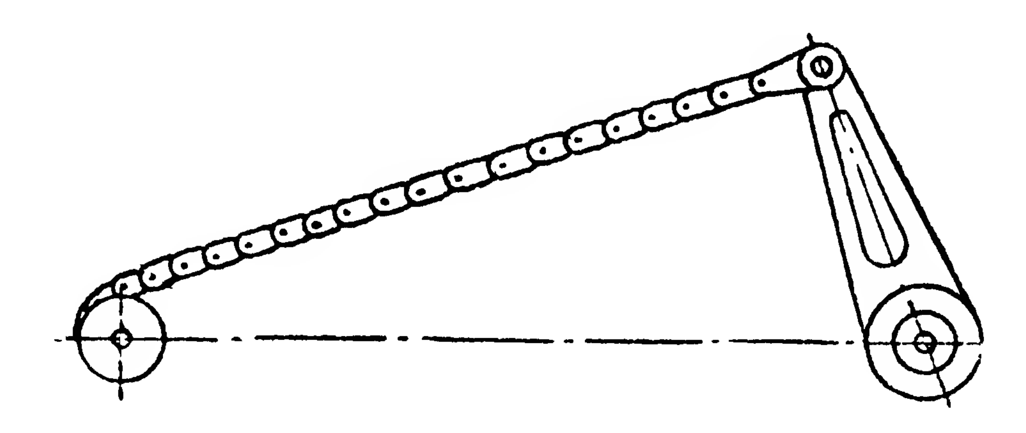
$$V_2 = \frac{\omega b^2 \sin\varphi}{OB} = \omega b^2 \frac{\sin\varphi}{\sqrt{a^2 + b^2 + 2ab\cos\varphi}}.$$

Отношение скорости V_2 к скорости V_1 называется передаточным числом кривошипно-кулисной передачи:

$$i_{кк} = \frac{b^2\sin\varphi}{a^2 + b^2 + 2ab\cos\varphi}. \tag{39}$$

Цепная передача

Цепная передача является разновидностью кривошипно-шатунной передачи, отличающейся только тем, что поступательное движение ползуна здесь заменено вращательным движением блока. В авиационных приборах эта передача обычно состоит из одного блока и рычага, который выполняет роль кривошипа. В приборостроении встречаются как плоские цепные передачи (фиг. 69), так и пространственные (фиг. 70). Последние отличаются от первых тем, что оси шатуна и блока лежат не в одной плоскости.

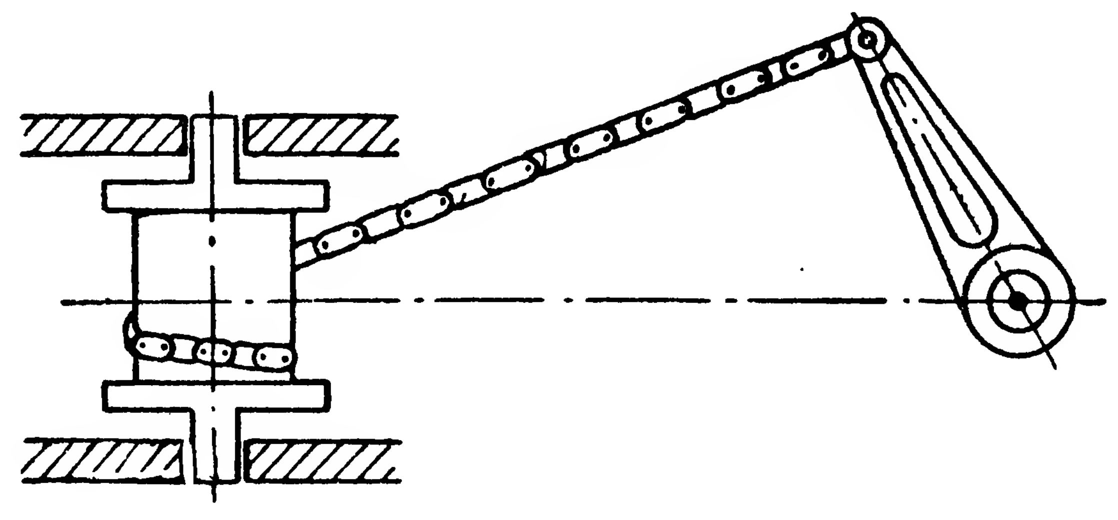


Фиг. 69. Плоская цепная передача.

С помощью цепной передачи можно:

— передать вращательное движение кривошипа другой оси;

— увеличить скорость вращательного движения кривошипа в переменное число раз, так как передаточное число непостоянно и зависит, так же как в кривошипно-шатунной передаче, от угла поворота кривошипа;



Фиг. 70. Пространственная цепная передача.

— преобразовать неравномерное движение предыдущего звена в равномерное вращение блока.

Благодаря этим свойствам цепная передача применяется, как правило, в конечном звене механизма прибора, т. е. в звене передачи движения стрелке. Это достигается соответствующим подбором длин шатуна, радиуса блока и расстояния между центрами вращения шатуна и блока.

Аналогично кривошипно-шатунной передаче передаточным числом цепной передачи называется отношение линейной скорости на поверхности блока к линейной скорости конца кривошипа, т. е.

$$i_{ц} = \frac{V_r}{V_a},$$

где $i_ц$ — передаточное число цепной передачи;

V_r— линейная скорость на поверхности блока радиуса;

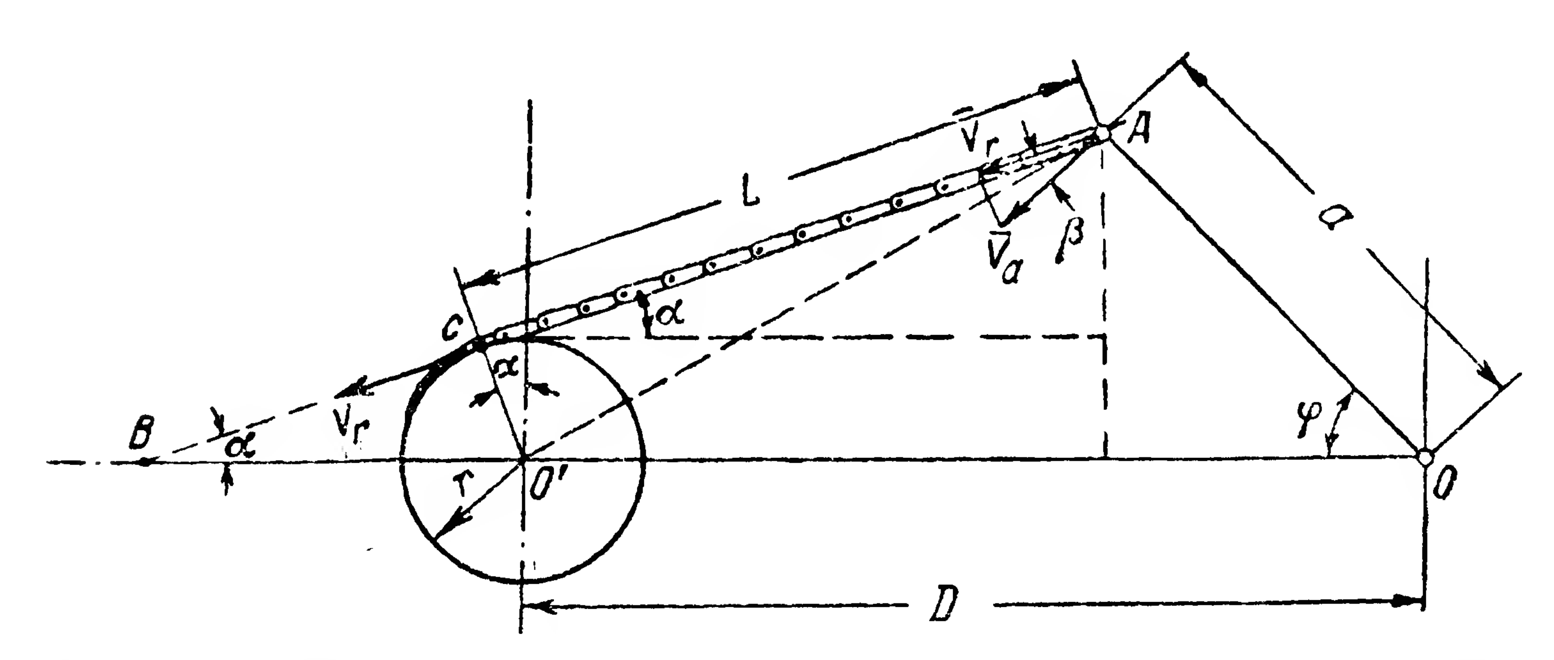
V_a— линейная скорость конца кривошипа a.

Линейную скорость V_r можно получить, взяв проекцию вектора скорости $\overline{V_a}$ на направление цепочки. Величина этой проекции равна произведению скорости V_a на $\cos\beta$ угла между вектором скорости $\overline{V_a}$ и цепочкой (фиг. 71):

$$\overline{V}_r = \overline{V}_a \cos\beta.$$

Из треугольника OAB находим

$$\beta = 90 - (\varphi + \alpha).$$



Фиг. 71. Схема к выводу уравнения зависимости передаточного числа плоской цепной передачи.

Подставляя выражение β, найдем

$$\overline{V}_r = \overline{V}_a \cos[90 - (\varphi + \alpha)] = \overline{V}_a \sin(\varphi + \alpha).$$

Следовательно, передаточное число цепной передачи будет равно

$$i_ц = \frac{\overline{V}_a \sin(\varphi + \alpha)}{\overline{V}_a} = \sin(\varphi + \alpha) = \sin\varphi\cos\alpha + \cos\varphi\sin\alpha.$$

Уравнение для передаточного числа цепной передачи показывает, что величина его изменяется по закону синуса. Уравнение в таком виде неудобно для практического пользования, так как для подсчета передаточного числа нужно в каждый момент знать угол φ, определяющий положение кривошипа a и угол α, определяющий направление цепочки. Желательно иметь уравнение, выражающее зависимость передаточного числа от угла φ (этот угол всегда легче измерить) и от геометрических размеров звеньев, составляющих цепную передачу.

Для получения такого уравнения можно воспользоваться следующими соотношениями (см. фиг. 71):

$$L\cos\alpha - r\sin\alpha = D - a\cos\varphi$$

и

$$L\sin\alpha + r\cos\alpha = a\sin\varphi,$$

где L — переменная длина цепочки;
r — радиус блока;
a — длина кривошипа;
D — расстояние между центрами вращения кривошипа и блока.

Умножив первое равенство на r и второе на L, а затем решив два линейных уравнения с двумя неизвестными, получим

$$\sin\alpha = \frac{La\sin\varphi + ar\cos\varphi - Dr}{L^2+r^2};$$

$$\cos\alpha = \frac{ar\sin\varphi - aL\cos\varphi + DL}{L^2+r^2}.$$

Из треугольников $O'CA$ и $O'AO$ находим

$$(O'A)^2 = L^2 + r^2 = D^2 + a^2 - 2Da\cos\varphi.$$

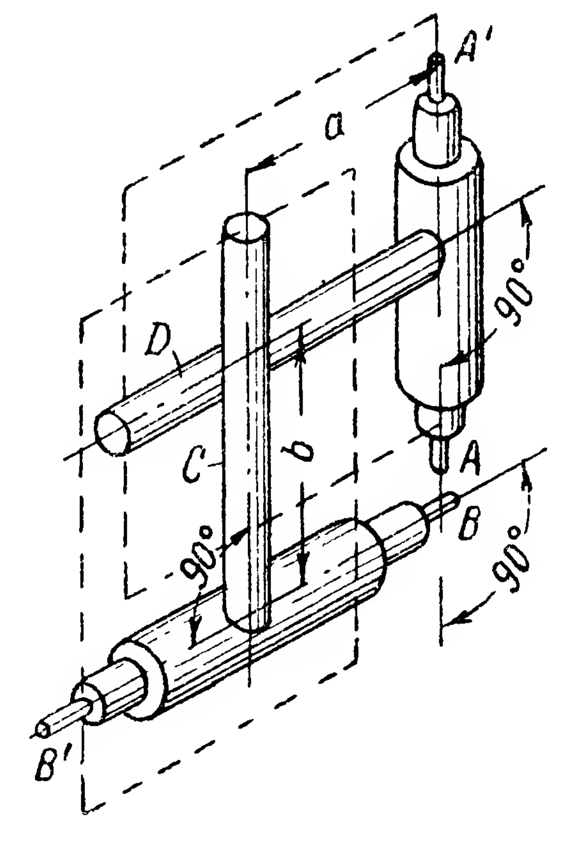
Подставив полученные выражения в уравнение для передаточного числа, будем иметь

$$i_{ц} = \frac{D\left(\sin\varphi\sqrt{D^2+a^2-r^2-2Da\cos\varphi} - r\cos\varphi\right)+ar}{D^2+a^2-2Da\cos\varphi}. \qquad (40)$$

Уравнение (40) выражает зависимость передаточного числа цепной передачи от линейных размеров звеньев, составляющих эту передачу, и от угла, определяющего положение кривошипа относительно линии, соединяющей центры вращения кривошипа и блока.

Поводковая передача

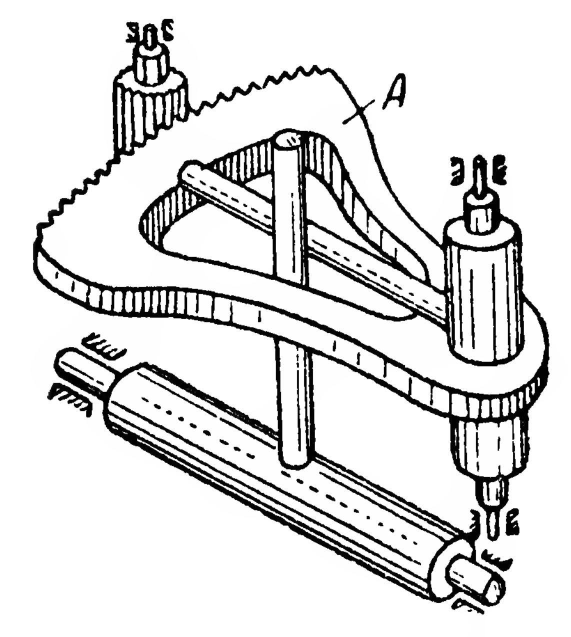
Поводковую передачу (фиг. 72) можно рассматривать как разновидность конической зубчатой передачи, в которой поводки представляют собой зубья упрощенной формы, не имеющие самостоятельного зацепления и потому требующие для кинематического замыкания между ними дополнительных внешних сил. Кроме того, в отличие от конической зубчатой передачи в поводковой передаче движение звеньев ограничено сравнительно небольшим углом поворота.



Фиг. 72. Поводковая передача.

Этот недостаток поводковой передачи в механизмах приборов обычно легко устраняется последовательным соединением с цилиндрическими зубчатыми колесами. Схема одного из таких последовательных соединений показана на фиг. 73. При таком соединении поворот сектора A на небольшой угол, равный углу поворота поводка, вызовет значительно больший поворот трибки соответственно передаточному числу между трибкой и сектором A.

Передаточное число поводковой передачи может быть в зависимости от профиля поводков переменным или постоянным; такая передача может быть использована для преобразования неравномерного движения предыдущего звена механизма в равномерное движение последующего.

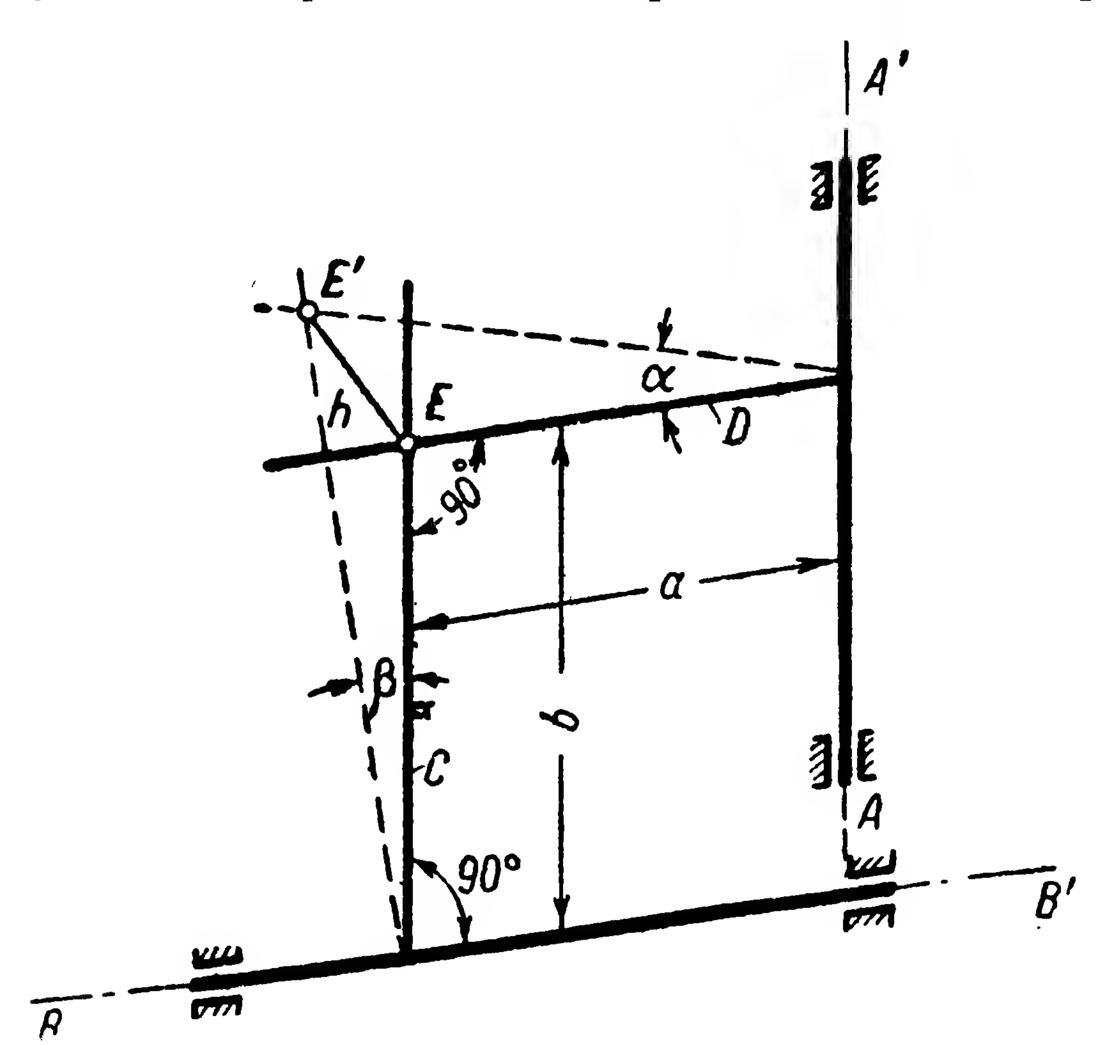


Фиг. 73. Последовательное соединение поводковой и зубчатой передач.

Достоинство этой передачи по сравнению с конической зубчатой передачей заключается в простоте изготовления и в нечувствительности к неточностям сборки.

Кинематическую характеристику наиболее часто встречающейся в авиационных приборах поводковой передачи, изображенной на фиг. 72, можно определить, если рассмотреть движение соответствующих точек осей поводков (фиг. 74).

Возьмем поводковую передачу, у которой оси вращения поводков AA' и BB' расположены перпендикулярно друг другу, поводки перпендикулярны к своим осям вращения и в начальный момент взаимно перпендикулярны. Допустим, что при отклонении ведущего поводка C на угол β ведомый поводок D отклонится на угол α. При малых перемещениях соприкасающиеся



Фиг. 74. Схема к выводу передаточного числа поводковой передачи.

точки поводков пройдут одинаковый путь h. При этом будут иметь место соотношения

$$\frac{h}{a}=\operatorname{tg}\alpha \quad \text{и} \quad \frac{h}{b}=\operatorname{tg}\beta,$$

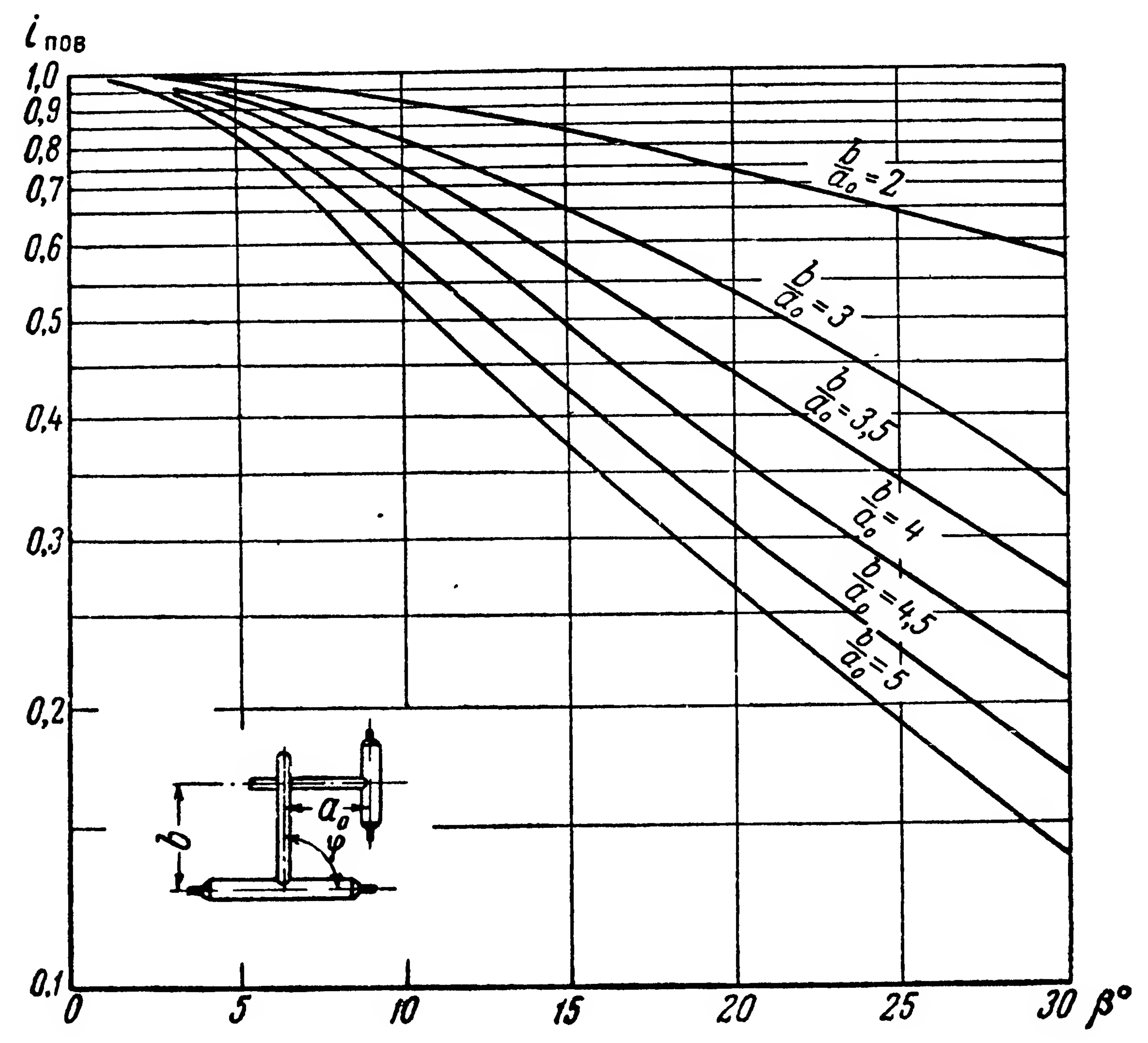
откуда находим

$$a\operatorname{tg}\alpha=b\operatorname{tg}\beta.$$

Полученное выражение показывает, что между углами поворота поводков существует вполне определенная зависимость, которая может быть выражена передаточным числом. Передаточное число поводковой передачи выражается через угол поворота ведущего поводка уравнением, которое из-за сложности вывода приводится в окончательном виде:

$$i_{пов}=\frac{1}{1+\left(\frac{b^2}{a^2}-1\right)\sin\beta}\,. \qquad (41)$$

Из этого уравнения видно, что если плечи поводков одинаковы, т. е. $a=b$, то при всех изменениях угла поворота β ведущего поводка



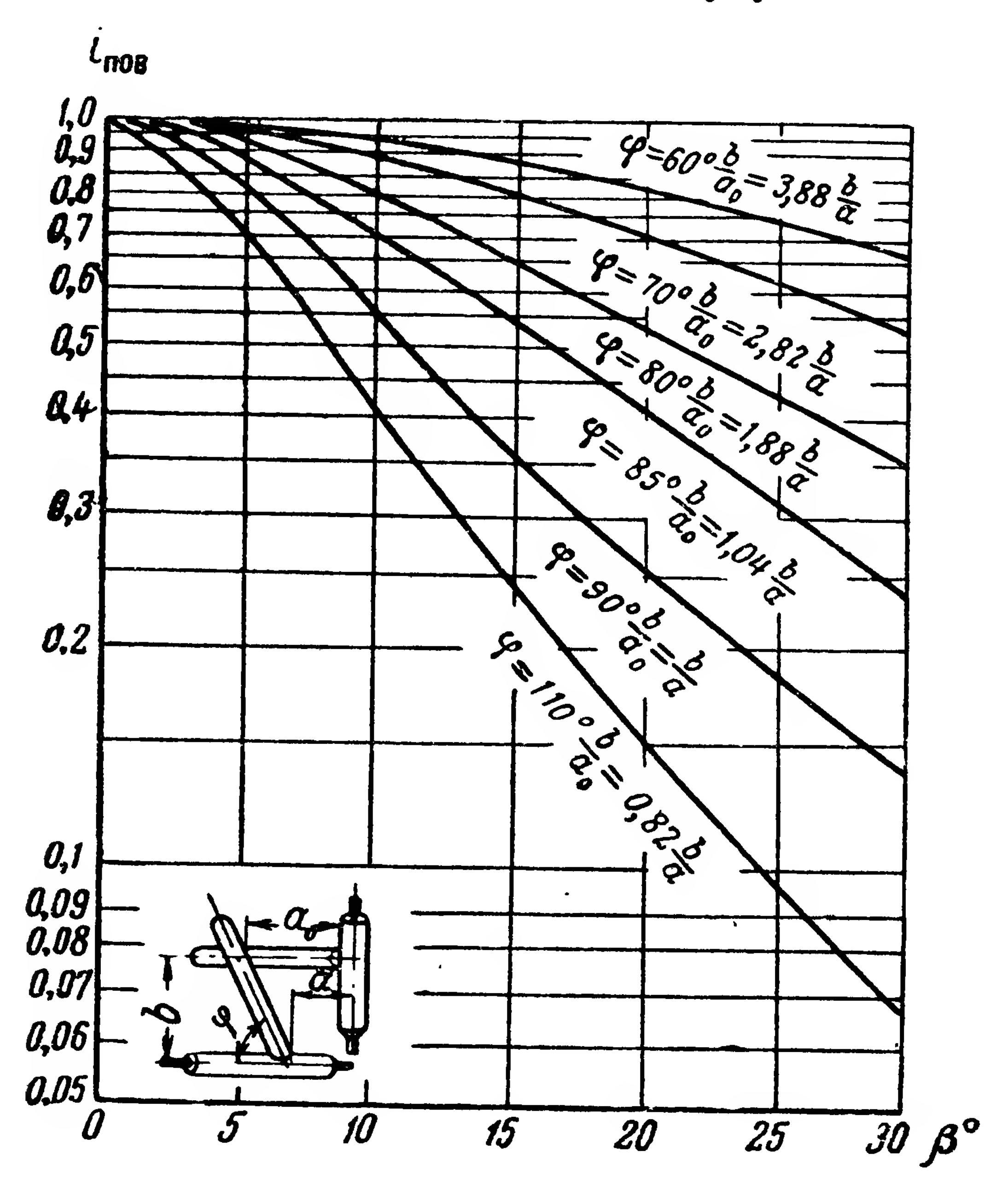
Фиг. 75. График зависимости передаточного числа поводковой передачи с взаимно перпендикулярными поводками.

передаточное число будет равно единице. В случае если длина ведущего поводка больше ведомого, передаточное число будет максимальным при $\beta=0$ и минимальным при $\beta=90°$. Кривая зависимости передаточного числа $i_{пов}$ от угла поворота ведущего поводка и от отношения $\frac{b^2}{a^2}$ называется характеристикой поводковой передачи.

На фиг. 75 приведена характеристика поводковой передачи, у которой ведущий поводок расположен перпендикулярно оси вращения. На этом графике по горизонтальной оси отложены углы β поворота ведущего поводка, а по вертикальной оси — значения пере-

даточного числа $i_{пов}$ для различных отношений плеч поводков $\left(\frac{b}{a_0}\right)$. Из характеристики видно, что передаточное число уменьшается с ростом угла поворота ведущего поводка и с увеличением отношения плеч поводков.

Существуют поводковые передачи, у которых один из поводков расположен по отношению к своей оси вращения под углом, не равным 90°. В этом случае зависимость между углами поворота поводков будет иной. Характеристика поводковой передачи с ведущим поводком, расположенным к оси вращения под углом $\varphi=60-110°$, приведена на фиг. 76.



Фиг. 76. График зависимости передаточного числа поводковой передачи, у которой один поводок расположен под углом, отличным от 90°.

Кулачковая передача

Кулачковая передача применяется в приборах главным образом для преобразования поступательного движения во вращательное. В авиационных приборах используются тангенциальные и синусоидальные кулачковые передачи.

Тангенциальной называется кулачковая передача, в которой точка касания D перемещается по кулачку в зависимости от величины перемещения поступательно-движущегося стержня A (фиг. 77).

Если в начальный момент движения длина кулачка OD до точки касания с поступательно движущимся стержнем A была a и через

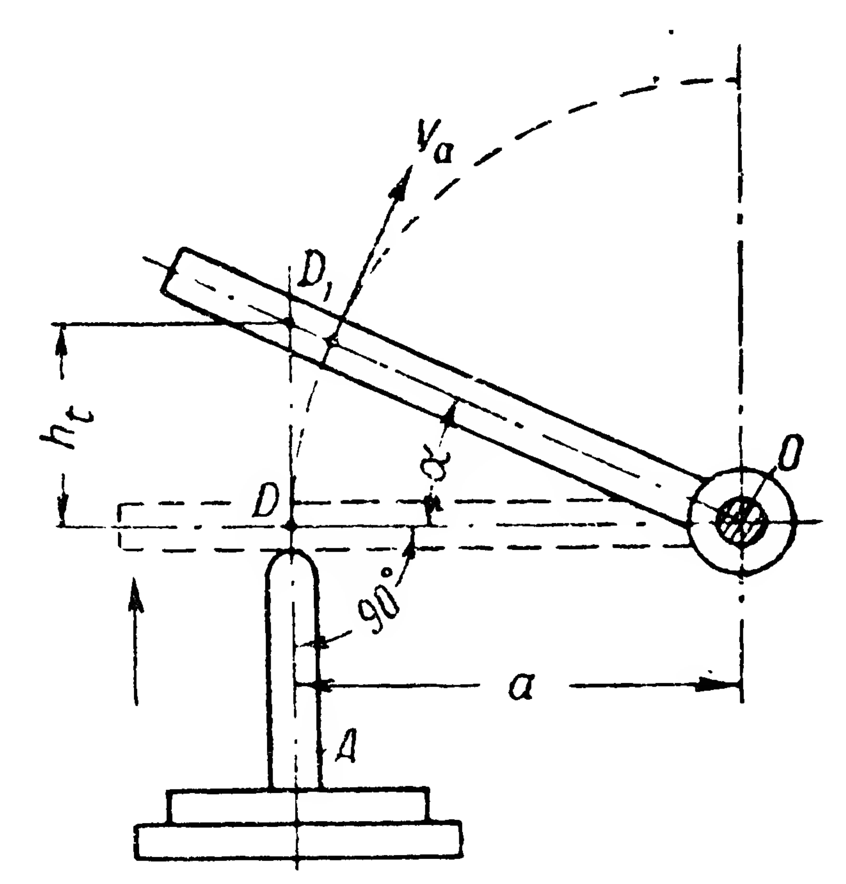
некоторый промежуток времени t стержень A прошел путь h_t, а кулачок повернулся на угол α, то пройденный стержнем A путь будет равен

$$h_t = a \cdot \operatorname{tg} \alpha.$$

Передаточное число тангенциальной кулачковой передачи, отнесенное к начальной точке касания, будет выражаться уравнением, которое мы приводим без доказательства:

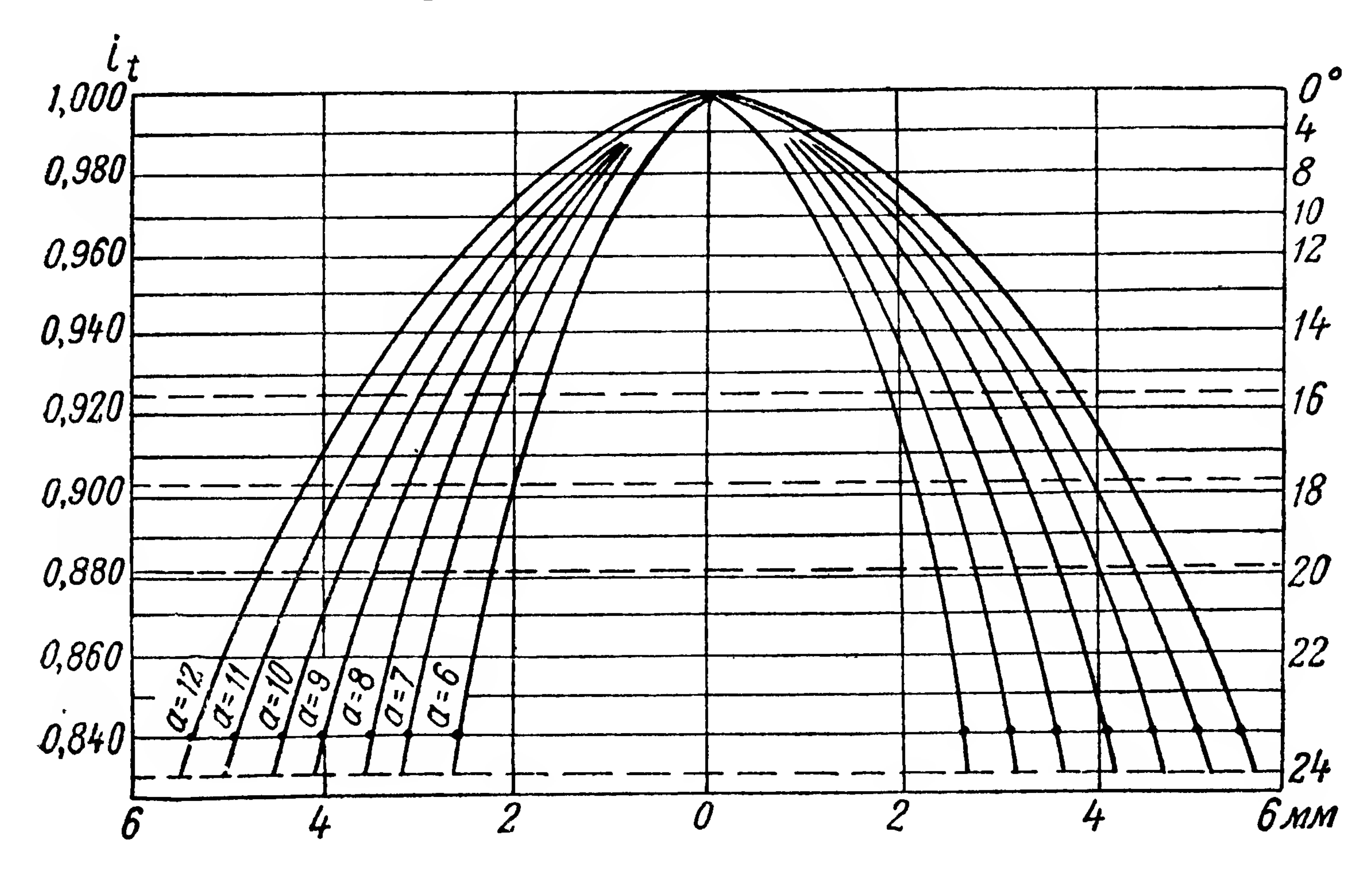
$$i_t = \frac{a^2}{a^2 + h_t^2} = \frac{1}{1 + \frac{h_t^2}{a^2}}. \qquad (42)$$

Так как величина a всегда значительно больше h_t, то отношение $\frac{h_t^2}{a^2}$ представит собой небольшую дробь, и при малых перемещениях толкателя (1,5—2 *мм*) передаточное число i_t можно принимать приблизительно равным единице.



Фиг. 77. Тангенциальная кулачковая передача. Схема к выводу зависимости передаточного числа от величины хода толкателя.

Характеристика тангенциальной кулачковой передачи изображена на фиг. 78. На графике по горизонтальной оси отложены перемещения стержня толкателя в одну и другую сторону (применительно к фиг. 77 — вверх и вниз) от нулевого положения, а по вертикальной оси — передаточные числа i_t. Кривые даны для величин a от 6 до 12 *мм* через каждый миллиметр.

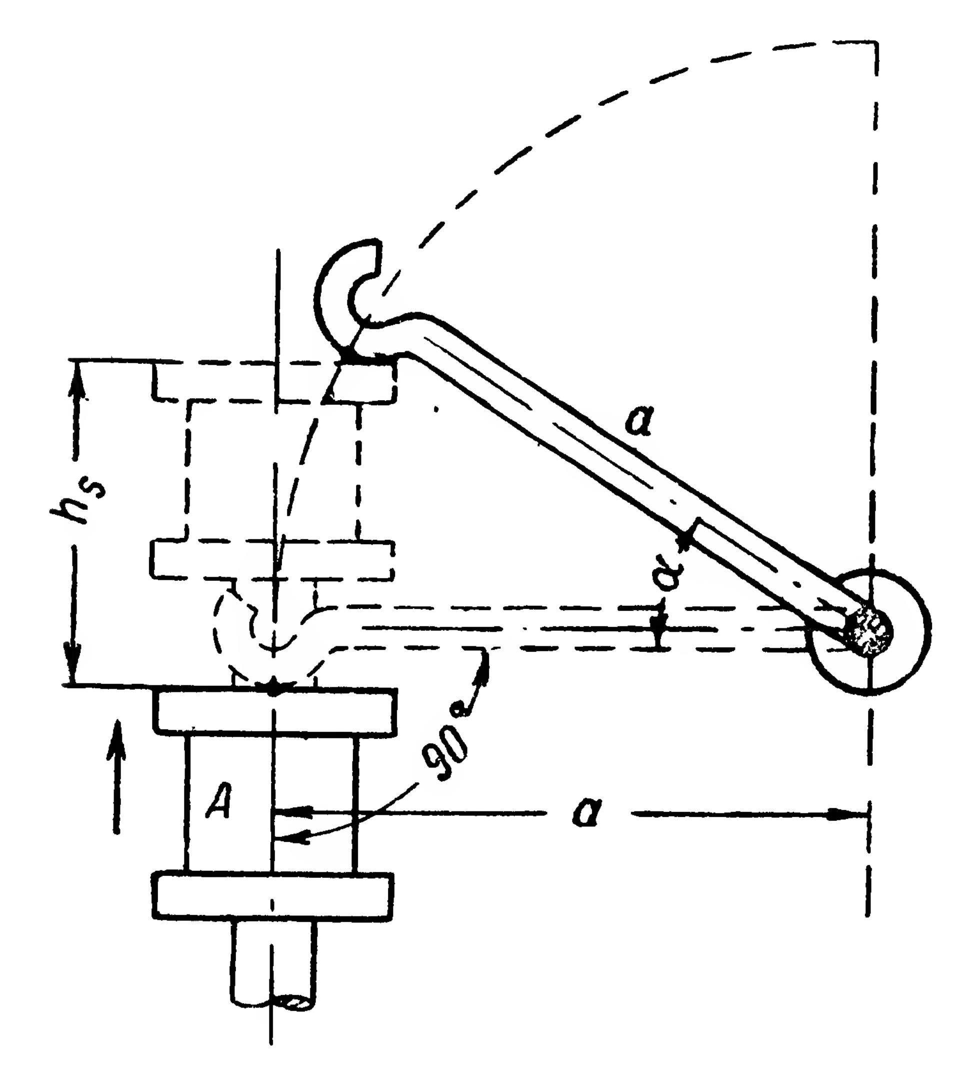


Фиг. 78. Характеристика тангенциальной кулачковой передачи.

Кулачковая передача, в которой положение точки касания на кулачке практически неизменно, а точка касания на стержне перемещается, называется синусоидальной (фиг. 79).

В синусоидальной кулачковой передаче, как видно из фиг. 79, путь, пройденный толкателем, равен

$$h_s = a \sin \alpha.$$

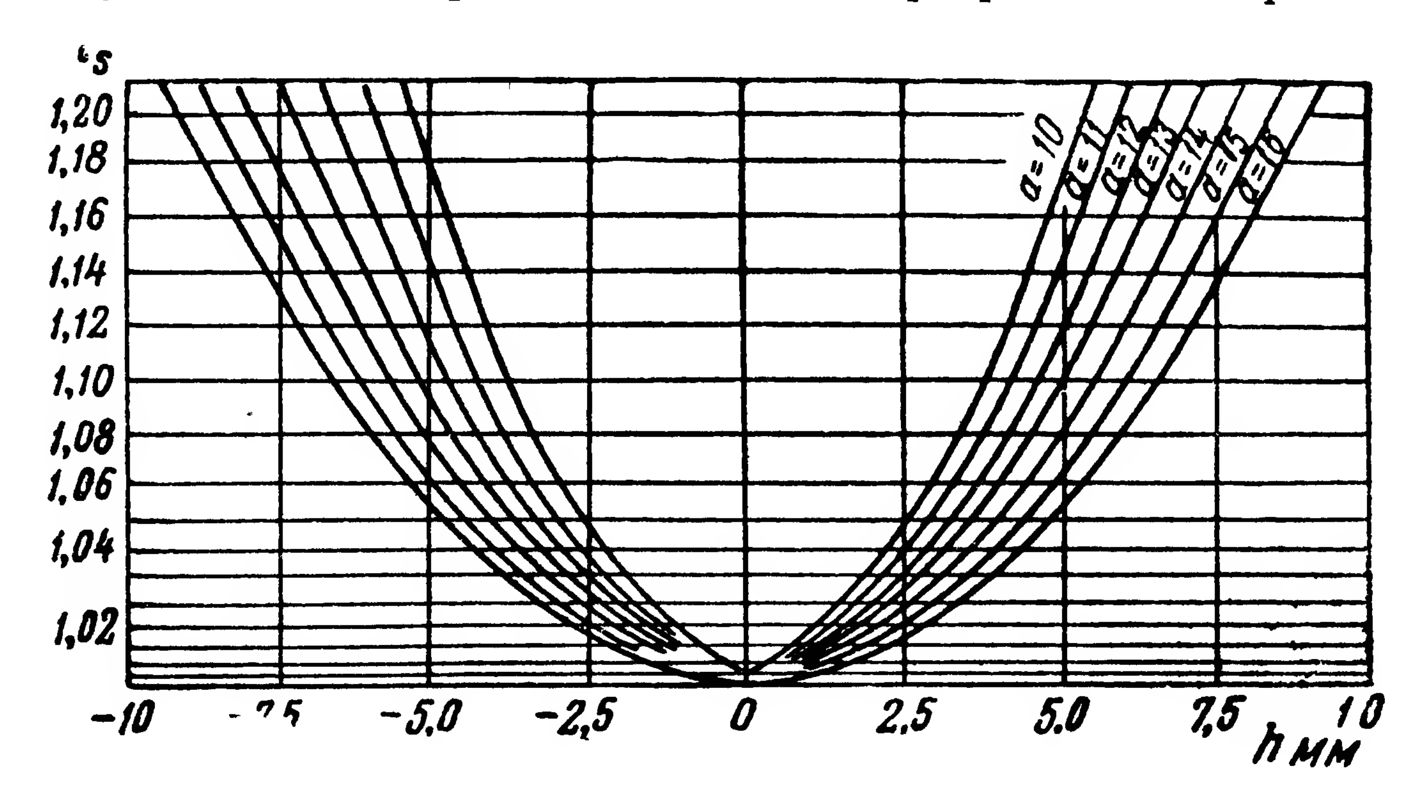


Фиг. 79. Синусоидальная кулачковая передача.

Передаточное число такой передачи будет выражаться уравнением

$$i_s = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{h_s^2}{a^2}}}. \qquad (43)$$

Как и в тангенциальной кулачковой передаче, в синусоидальной передаче также величина хода толкателя обычно значительно меньше длины кулачка, а потому отношение $\frac{h_s^2}{a^2}$ представляет собой очень малую дробь, и передаточное число i_s можно для малых перемещений толкателя (порядка 4—5 *мм*) практически принимать равным единице. На фиг. 80 изображена характеристика синусоидальной кулачковой передачи. В этом графике по горизонтальной

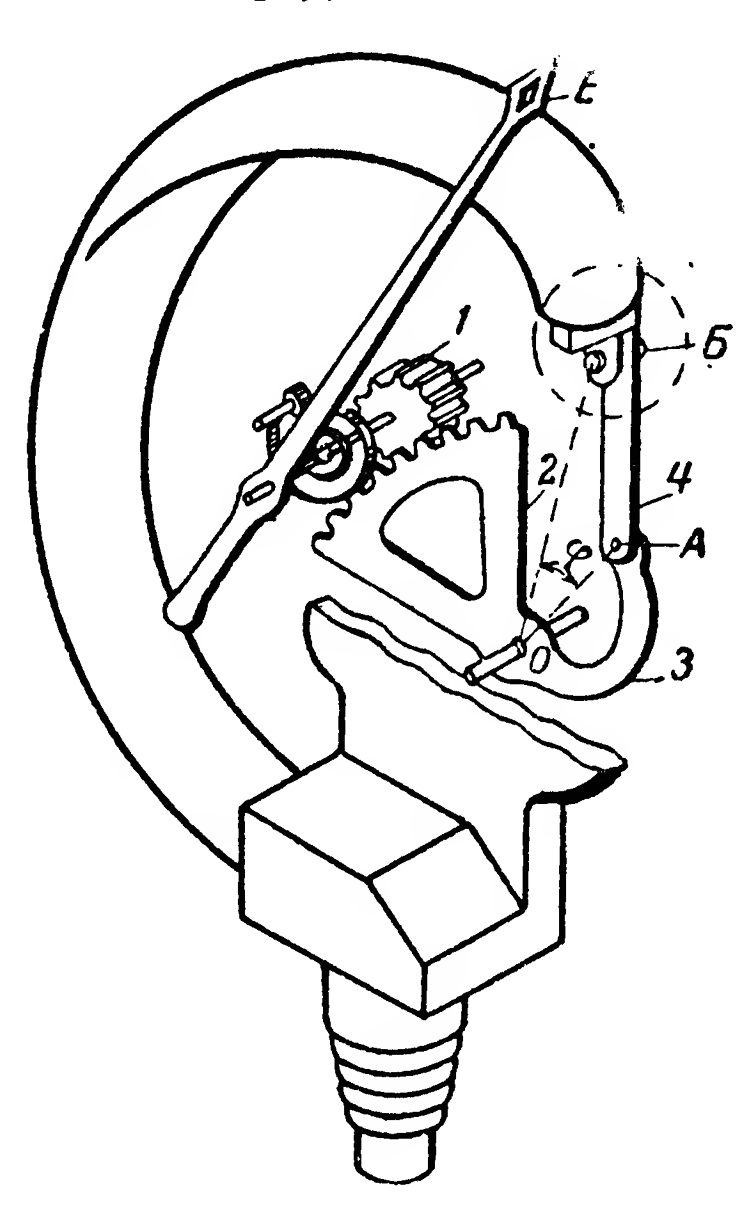


Фиг. 80. Характеристика синусоидальной кулачковой передачи.

оси отложены величины хода толкателя в миллиметрах, а по вертикальной оси — передаточные числа i_s. Каждая кривая соответствует определенной величине длины кулачка $a = 10—16$ *мм*.

Принцип регулирования передаточно-множительных механизмов

Манометрическим прибором называется всякий прибор, который служит для измерения давления или разности давлений. К манометрическим авиационным приборам относятся гидравлические манометры (приборы для измерения давления различных жидкостей — масла, топлива, спирто-глицериновой смеси и др.), манометры газов (приборы для измерения давления воздуха, углекислого газа, кислорода, выхлопных газов двигателя и др.), указатели воздушной скорости и числа М, вариометры (приборы для измерения вертикальной скорости самолета), мановакуумметры (приборы для измерения давления горючей смеси, подаваемой в цилиндры авиационного двигателя), жидкостные термометры, гидростатические бензиномеры и некоторые другие приборы.



Фиг. 81. Кинематическая схема манометрического прибора с трубчатой пружиной.

Е—стрелка; *1*—трибка; *2*—сектор; *3*—рычаг сектора; *4*—тяга; *А*—шарнирное соединение рычага сектора с тягой *4*; *Б*—шарнирное соединение тяги *4* со свободным концом трубчатой пружины.

В каждом из этих приборов используются те или иные чувствительные элементы, рассмотренные в § 8, а также те или иные комбинации механических передач, рассмотренные в данном параграфе.

Рассмотрим кинематическую схему манометра, упругим чувствительным элементом которого является трубчатая пружина (фиг. 81). Множительно-передаточный механизм такого прибора обычно представляет собой комбинацию зубчатой и кривошипно-шатунной передач. Зубчатая передача состоит из трибки *1* и сектора *2*. Рычаг *3*, являющийся продолжением сектора, тяга *4* и шарнир *Б*, соединяющий тягу *4* со свободным концом трубчатой пружины, составляют кривошипно-шатунную передачу. Рычаг *3* в данном случае выполняет роль кривошипа, тяга *4* — роль шатуна, а шарнир *Б* — роль ползунка.

Как уже указывалось в § 8, движение свободного конца трубчатой пружины в пределах небольших перемещений практически прямолинейно. Поэтому в приборах, у которых упругим чувствительным элементом является трубчатая пружина, нет необходимости выпрямлять ход чувствительного элемента. В кинематической схеме манометра кривошипно-шатунная передача выполняет единственную задачу — преобразование поступательного движения свободного конца трубчатой пружины во вращательное движение кривошипа *3*, а вместе с ним сектора *2*. Рычаг *АО* и сектор *2* представляют собой

вместе двуплечий рычаг, который со следующим двуплечим рычагом (трибка-стрелка) дает требующееся увеличение линейной скорости движения конца трубчатой пружины. Это увеличение скорости характеризуется величиной полного передаточного числа множительно-передаточного механизма, т. е. отношением скорости конца стрелки к скорости конца трубчатой пружины:

$$i=\frac{\text{скорость конца стрелки}}{\text{скорость конца пружины}}.$$

С другой стороны, полное передаточное число i прибора, кинематическая схема которого изображена на фиг. 81, равно произведению трех сомножителей:

$$i=i_1 \cdot i_2 \cdot i_3,$$

где i_1 — передаточное число первого рычага (стрелка—трибка), равное отношению длины l большего конца стрелки к радиусу $r_т$ начальной окружности трибки, т. е.

$$i_1=\frac{l}{r_т};$$

i_2 — передаточное число второго рычага (сектор—рычаг сектора), равное отношению радиуса начальной окружности сектора к расстоянию между шарнирами O и A, т. е.

$$i_2=\frac{R_{сект}}{OA};$$

i_3 — передаточное число кривошипно-шатунной передачи, равное отношению линейной скорости шарнира A к линейной скорости шарнира $Б$, т. е.

$$i_3=\frac{a}{2b}\sin 2\varphi+\sin\varphi.$$

Первые два передаточных числа i_1 и i_2 являются величинами постоянными, а передаточное число i_3 — переменное и зависит от начального и конечного угла φ между кривошипом и направлением движения ползуна (т. е. шарнира $Б$) при перемещении конца пружины.

Для сохранения полного передаточного числа механизма постоянным, а следовательно, для равномерности шкалы прибора необходимо, чтобы угол φ находился в таких пределах, в которых передаточное число практически постоянно. Из графика зависимости передаточного числа кривошипно-шатунной передачи от угла φ (см. фиг. 66) видно, что если этот угол находится в пределах 60—80°, то передаточное число меняется очень мало и практически можно считать его постоянным и по величине близким к единице.

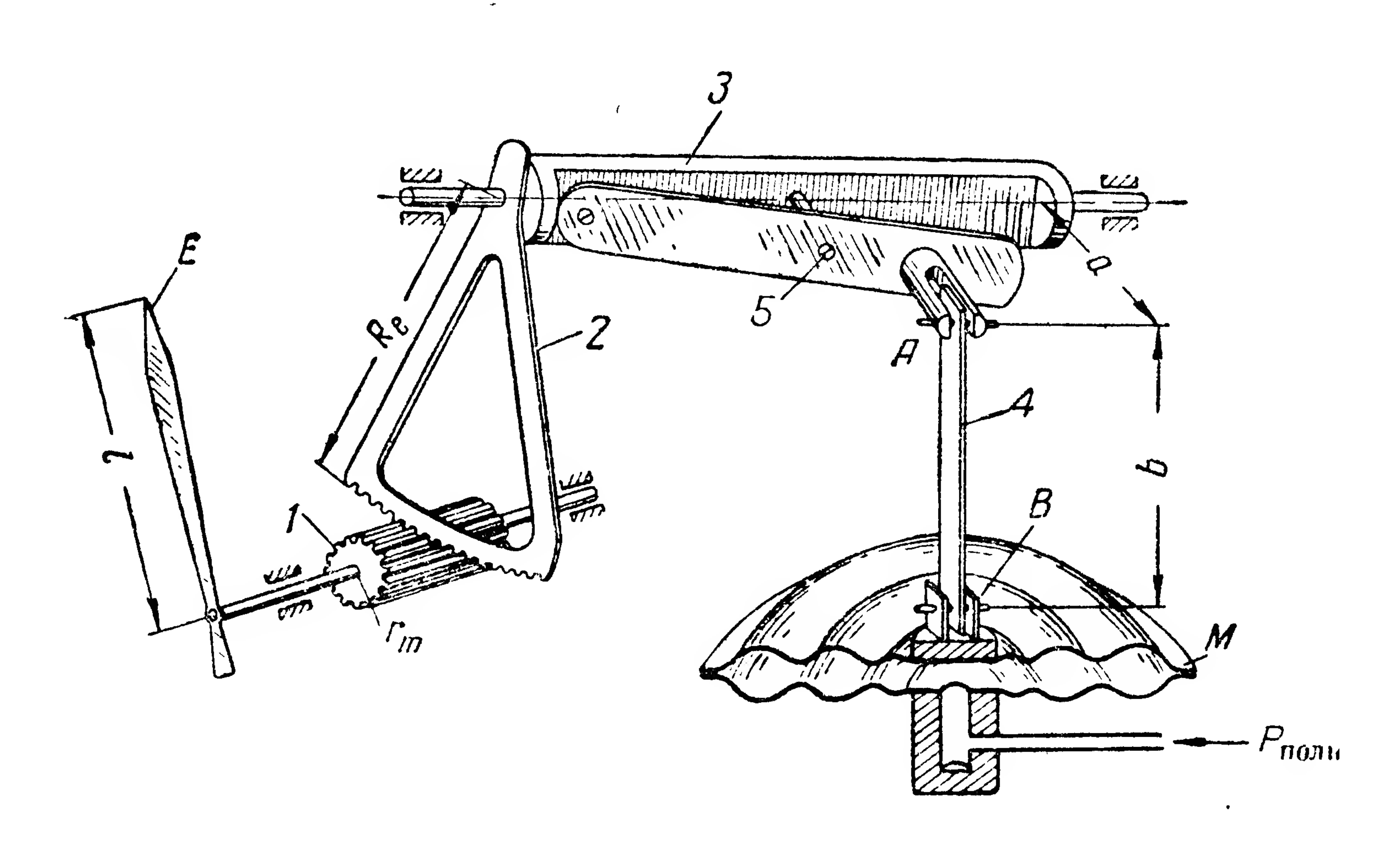
Следовательно, при таких значениях угла φ увеличение перемещения свободного конца трубчатой пружины будет зависеть от передаточных чисел i_1 и i_3. При конструировании прибора подбирают

размеры звеньев передаточно-множительного механизма — длину указывающей стрелки, радиусы начальных окружностей трибки и сектора, длины рычага 3 и шатуна 4 такими, чтобы обеспечить достаточно большое перемещение стрелки, необходимое для точного отсчета измеряемого давления.

Дугообразная форма рычага 3 сектора 2 дает возможность изменять в случае необходимости передаточное число i_2, о чем будет сказано ниже.

Итак, полное передаточное число манометрического прибора, чувствительным элементом которого является трубчатая пружина, выражается соотношением

$$i = i_1 i_2 = \frac{l R_{\text{сект}}}{r_т OA}.$$



Фиг. 82. Кинематическая схема указателя скорости.

E—стрелка; *1*—трибка; *2*—сектор; *3*—горизонтальный валик; *4*—тяга; *5*—регулировочный винт; *A*—шарнирное соединение тяги *4* с вилкой валика; *B*—шарнирное соединение тяги с жестким центром манометрической коробки; *M*—манометрическая коробка.

Трубчатая пружина применяется, как правило, в манометрических приборах, предназначенных для измерения значительных давлений. Для приборов, предназначенных для измерения незначительных давлений, трубчатая пружина непригодна вследствие недостаточной ее чувствительности. В этих случаях вместо нее применяют мембраны или мембранные коробки.

На фиг. 82 изображена кинематическая схема указателя скорости, типичная и для других приборов, чувствительным элементом которых является мембранная манометрическая коробка.

Как и в предыдущем случае, полное передаточное число в этом приборе будет равно произведению трех передаточных чисел:

$$i = i_1 \cdot i_2 \cdot i_3,$$

где i_1 — передаточное число трибка — стрелка, равное

$$i_1 = \frac{l}{r_т};$$

i_2 — передаточное число сектор *2* — точка *A*, равное

$$i_2 = \frac{R_{сект}}{a};$$

i_3 — передаточное число кривошипно-шатунной передачи, состоящей из шарнира *B* (ползун) — тяги *3* (шатун) и плеча *a* (кривошип). Это передаточное число, как и в предыдущем случае, равно отношению скорости точки *A* к скорости точки *B*.

В отличие от трубчатой пружины характеристика манометрической коробки по скорости не прямолинейная, а имеет форму кривой, изображенной на фиг. 51. Поэтому для получения равномерной шкалы в указателе скорости необходимо было бы с помощью соответствующего выпрямляющего механизма предварительно выпрямить ход жесткого центра манометрической коробки. Однако выпрямляющий механизм при логарифмической зависимости между скоростью самолета и величиной максимального прогиба жесткого центра манометрической коробки получился бы чрезвычайно сложным. Кривошипно-шатунная передача для целей выпрямления в данном случае совершенно непригодна. Поэтому кривошипно-шатунная передача в указателях скорости выполняет только роль преобразователя поступательного движения жесткого центра манометрической коробки во вращательное движение последующих звеньев механизма. Размеры и взаимное расположение кривошипа и шатуна в данном случае также подбираются такими, чтобы передаточное число i_3 было практически постоянным и близким к единице.

Следовательно, и в этом случае будем иметь

$$i = i_1 i_2 = \frac{l R_{сект}}{r_т a}.$$

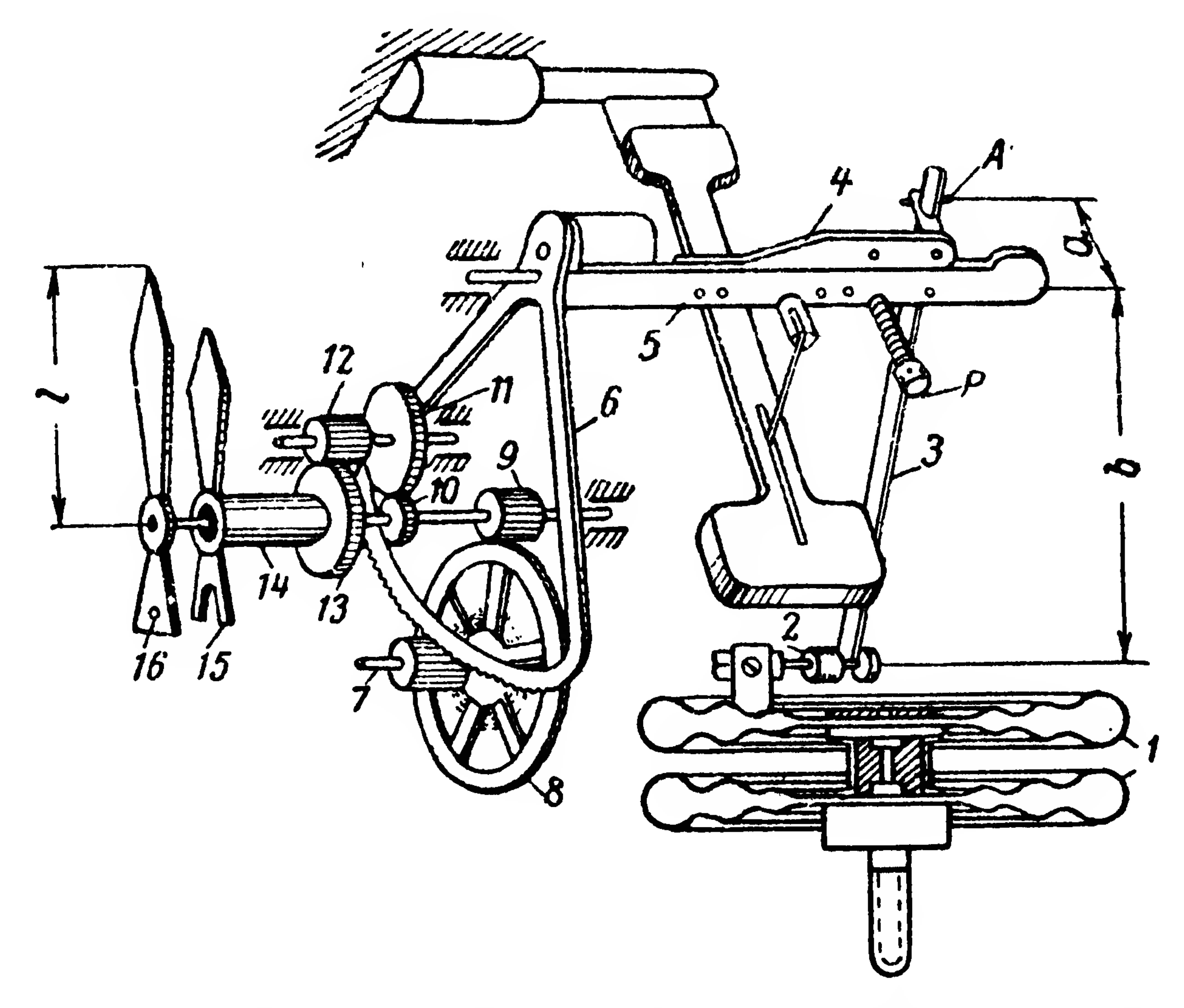
В этом уравнении величины l, $r_т$ и $R_{сект}$ для данной конструкции прибора постоянны, а величина a может быть изменена с помощью регулировочного винта *5*.

Таким образом, при данной кинематической схеме характер шкалы прибора будет всецело определяться зависимостью максимального прогиба жесткого центра манометрической коробки от скорости полета. Поскольку эта зависимость выражается кривой линией (фиг. 51), шкала указателя скорости получается неравномерной. Это создает некоторые неудобства в пользовании прибором, но зато механизм прибора проще.

Рассмотрим кинематическую схему барометрического прибора, например, двухстрелочного высотомера (фиг. 83). Чувствительным

упругим элементом в этом приборе служит батарея из двух анероидных коробок *1*. Множительно-передаточный механизм состоит из кривошипно-шатунной передачи (ползун *2*, шатун *3* и кривошип — плечо *a*), редуктора из четырех пар зубчатых передач (сектор *6*— трибка *7*, зубчатые колеса *8—9*, зубчатые колеса *10—11*, зубчатые колеса *12—13*) и двух стрелок *15* и *16*.

В этом приборе две указывающие стрелки (*15* и *16*), перемещение каждой из которых определяется своим передаточным числом. Учитывая, что угловая скорость второй стрелки *16* в 10 раз больше скорости стрелки *15*, достаточно определить передаточное число только для какой-либо одной из них.



Фиг. 83. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера.

1—батарея из двух анероидных коробок; *2*—ползун; *3*—шатун; *4*—биметаллическая пластина; *5*—горизонтальный валик сектора; *6*—сектор; *7*—трибка; *8, 9, 10, 11, 12* и *13*—зубчатые колеса редуктора; *14*—ось малой стрелки; *15*—малая стрелка; *16*—большая стрелка; *Б*—весовой балансир; *А*—шарнир.

На фиг. 84 показана характеристика по «высоте» спаренной анероидной коробки. Из этой характеристики видно, что зависимость между максимальным прогибом жесткого центра барометрической коробки и высотой полета выражается прямой *2*. Благодаря этому отпадает необходимость в выпрямляющем механизме — достаточно умножить ход жесткого центра и передать движение последнего на стрелке. В высотомере кривошипно-шатунный механизм подбирается так же, как и в предыдущих случаях, т. е. чтобы его передаточное число было практически постоянным и по величине близким к единице.

Полное передаточное число между жестким центром и стрелкой *16* будет равно

$$i_{16} = i_1 i_2 i_3 i_4,$$

где i_1 — передаточное число двуплечего рычага (стрелка *16* — зубчатое колесо *9*);

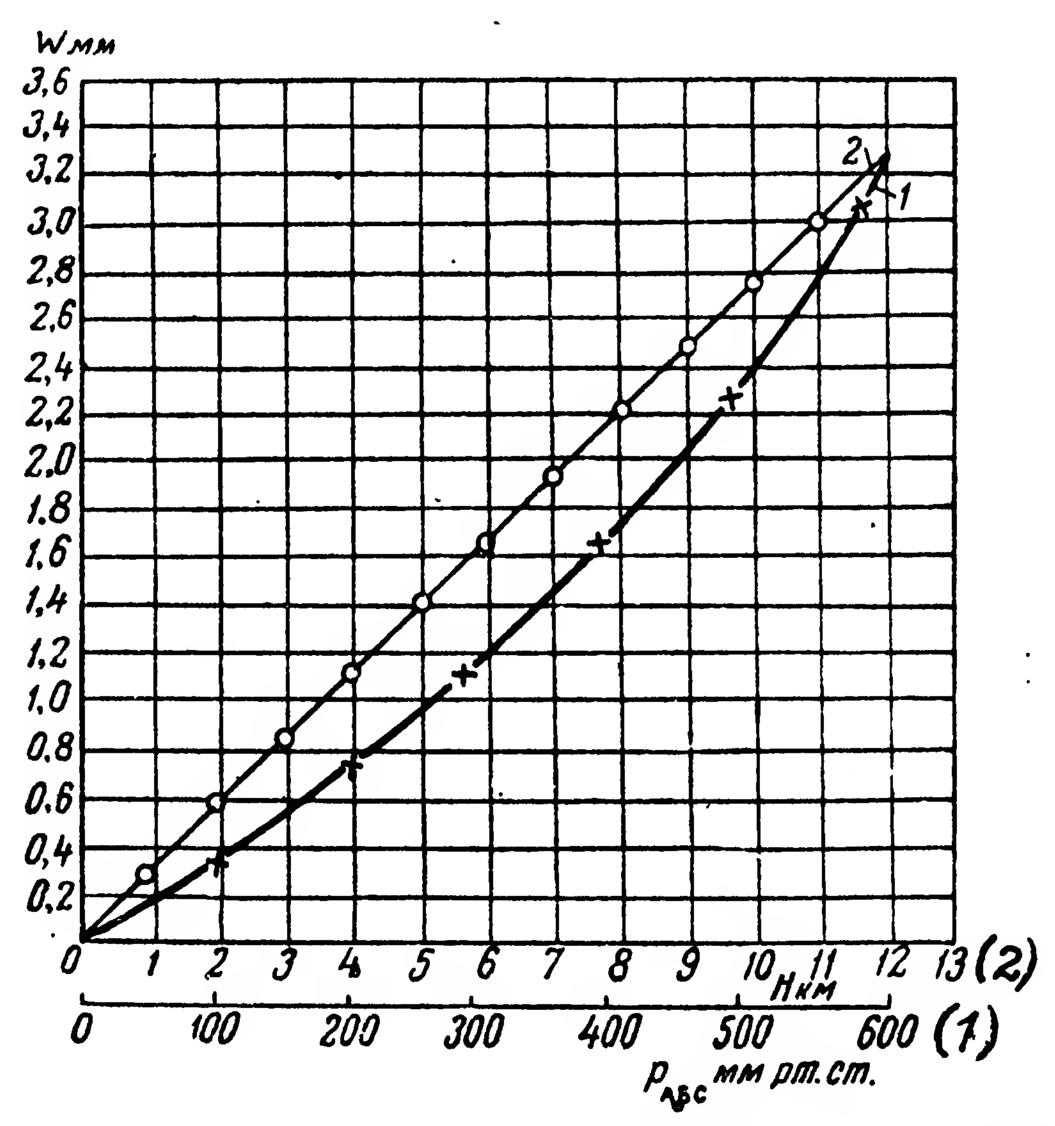
i_2 — передаточное число между зубчатыми колесами *9* и *8*;

i_3 — передаточное число между трибкой *7* и сектором *6*;

i_4 — передаточное число (сектор *6* — плечо *a*).

Если обозначить буквой r с индексом радиус соответствующего зубчатого колеса, а буквой l_{16} — длину большого конца стрелки *16*, то общее передаточное число можно выразить уравнением

$$i_{16} = \frac{l_{16}}{r_9} \frac{r_8}{r_7} \frac{R_{\text{сект}}}{a}.$$



Фиг. 84. Характеристики двойной анероидной коробки.

1—характеристика по давлению; *2*—характеристика по высоте; *W*—прогиб мембраны.

Передаточное число между жестким центром и стрелкой *15* может быть определено, если вместо длины стрелки *16* (l_{16}) подставить длину стрелки *15* (l_{15}) и все выражение разделить на 10.

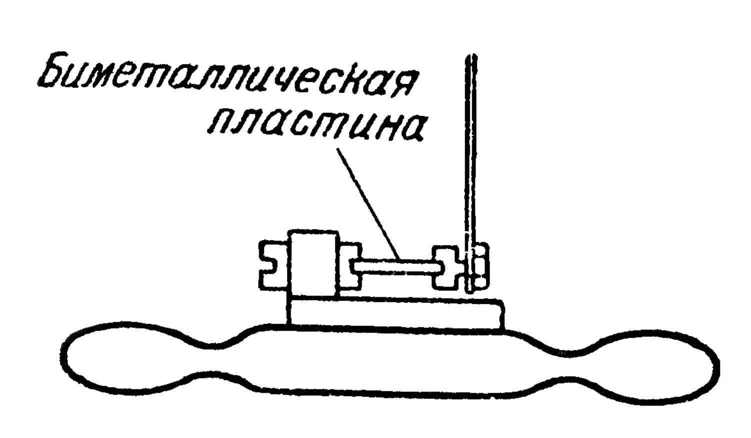
Компенсация погрешностей, вызываемых изменением упругости чувствительных элементов и линейных размеров звеньев передаточных механизмов

Как уже говорилось в § 2, авиационным приборам приходится работать в самых различных и часто неблагоприятных условиях. Изменение в широких пределах температуры окружающего воздуха, особенно при значительных изменениях высоты полета, приводит к появлению температурных погрешностей.

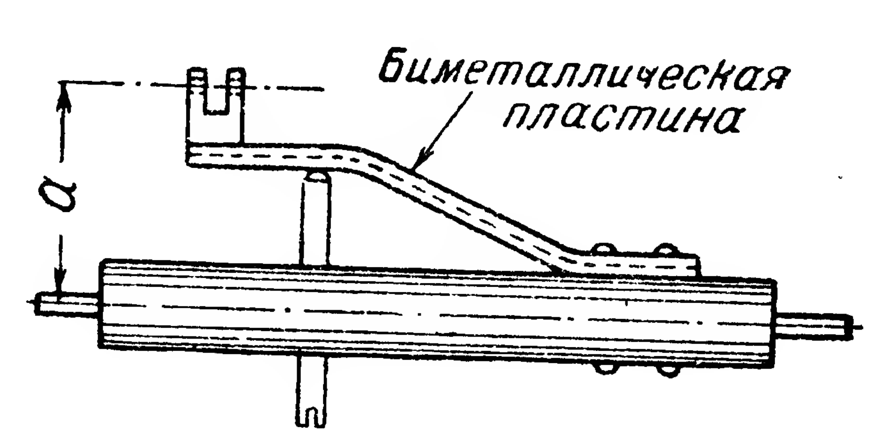
Авиационный прибор должен в температурном интервале от +50 до —60° С давать достаточно точные показания, обеспечивающие выполнение полета при любой из этих температур.

Чтобы температурные погрешности не выходили за допустимые пределы, при конструировании и изготовлении прибора подбирают материалы с близкими температурными коэффициентами расширения, оставляют достаточные зазоры между цапфами и опорами подвижной системы, а если эти меры недостаточны, то применяют специальную температурную компенсацию.

Свойство биметаллических пластин изгибаться при изменении температуры (см. § 8) было впервые использовано советскими конструкторами для компенсации температурных инструментальных погрешностей, которые появляются в приборах с упругим чувствительным элементом. В авиационных приборах с манометрическими или анероидными коробками применяется биметаллическая температурная компенсация двух родов:



Фиг. 85. Биметаллическая температурная компенсация первого рода.



Фиг. 86. Биметаллическая температурная компенсация второго рода.

— температурная компенсация первого рода, предназначенная для исправления смещения стрелки прибора с нулевой отметки шкалы;

— температурная компенсация второго рода, которая исправляет погрешности прибора на всех остальных точках шкалы (кроме нуля).

Температурная компенсация первого рода, принципиальная схема которой показана на фиг. 85, устанавливается между жестким центром упругого чувствительного элемента и точкой (шарниром) крепления тяги механизма к упругому чувствительному элементу (анероидной или манометрической коробке).

Температурная компенсация второго рода, устройство которой показано на фиг. 86, устанавливается, как правило, на валике, к которому присоединяется тяга от упругого чувствительного элемента.

Температурные биметаллические компенсации действуют следующим образом. Предположим, что окружающая температура изменилась (например, повысилась) по сравнению с той, при которой градуировался или регулировался прибор. При повышении температуры уменьшается упругость чувствительного элемента, вследствие чего одной и той же измеряемой силе будет соответствовать бо́льшая деформация упругого элемента, чем деформация при нормальной температуре. Следовательно, прибор будет работать с погрешностью, давая завышенные показания.

Эту погрешность можно компенсировать (исправить) путем изменения передаточного числа механизма прибора пропорционально

изменению деформации упругого элемента. Биметаллическая пластинка, применяемая для температурной компенсации второго рода, изогнется при повышении температуры так, что плечо a уменьшится, а тем самым будет уменьшено и общее передаточное число прибора. Очевидно, при понижении температуры плечо a будет увеличиваться, и тем самым пропорционально уменьшению деформации упругого элемента будет увеличиваться передаточное число механизма прибора.

При изменении температуры происходит также смещение стрелки прибора с нулевой отметки шкалы вследствие некоторого изменения линейных размеров деталей механизма прибора и появления некоторых деформаций упругого элемента при отсутствии действия измеряемых величин.

Для температурной компенсации первого рода (см. фиг. 85) биметаллическая пластинка соответственно изгибается в ту или иную сторону и приводит стрелку прибора в нулевое положение.

В § 3 говорилось о шкаловых погрешностях, являющихся следствием неточности градуировки шкалы, если она изготовляется индивидуально к каждому прибору, или следствием неточности регулировки механизма под шкалу, если шкалы изготовляются серийно.

В авиационных приборах обычно шкалы изготовляются серийно и к ним путем регулирования подгоняются механизмы приборов. При этом, как правило, не удается добиться абсолютной точности регулировки, вследствие чего имеет место шкаловая погрешность. В определенных пределах шкаловые погрешности принадлежат к числу допустимых и оговариваются в специальных технических условиях на каждый прибор в отдельности.

Но шкаловые ошибки, являясь результатом неточности регулировки, могут в процессе эксплуатации или хранения изменяться в ту или иную сторону. Этому способствует непостоянство температурных и атмосферных условий, вибрации на самолете, сотрясения при посадках и другие причины.

Разрегулировку механизма прибора можно обнаружить по появлению по всей шкале *погрешности одного знака.* Эта погрешность может быть определена при контрольной проверке и устранена последующим регулированием прибора.

В авиационных манометрических приборах предусмотрена возможность восстановления правильной регулировки механизма путем изменения передаточного числа. Для этой цели в приборах с манометрической или анероидной коробкой в качестве упругого чувствительного элемента предусмотрено регулировочное устройство в виде винта *5* (см. фиг. 82), с помощью которого можно увеличить или уменьшить плечо a и тем самым уменьшить или увеличить передаточное число множительно-передаточного механизма.

В приборах с трубчатой пружиной изменение передаточного числа достигается путем увеличения или уменьшения кривизны (а следовательно, длины) рычага *3* (см. фиг. 81), служащего кривошипом.

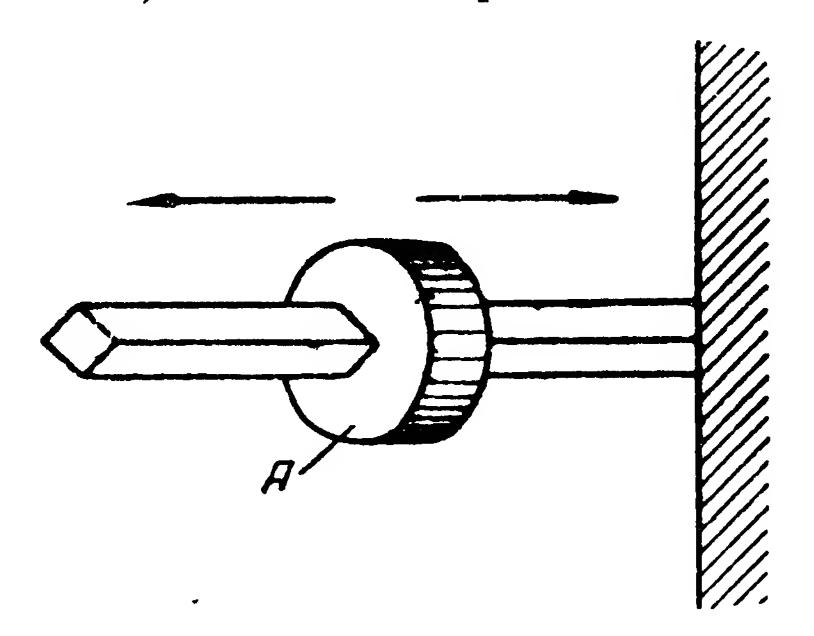
Регулирование манометрических приборов должно производиться с учетом погрешностей, которые оговариваются в формулярах приборов. Для авиационных приборов шкаловые погрешности обычно лежат в пределах 1,5—3% значения измеряемой величины.

§ 10. ГИРОСКОП И ЕГО СВОЙСТВА

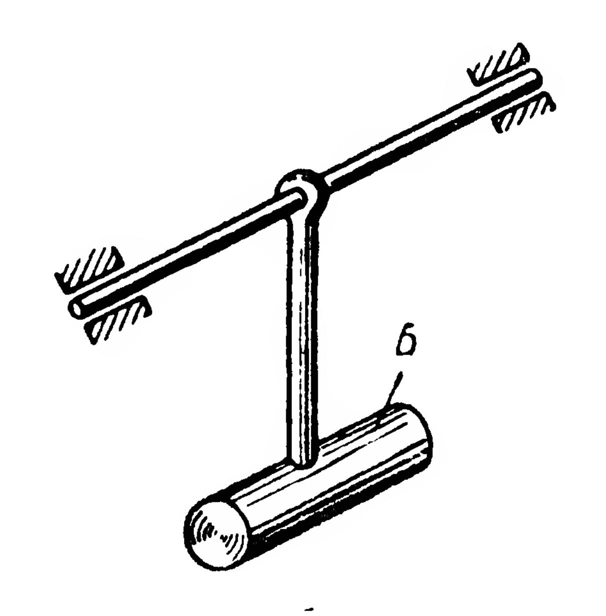
В практике самолетовождения широко применяются приборы и автоматические устройства, действие которых основано на использовании свойств гироскопа.

Гироскопом называется быстро вращающееся тело (маховик, ротор), имеющее возможность изменять положение своей оси вращения в пространстве.

Если центр тяжести гироскопа совпадает с точкой, остающейся неподвижной при любом изменении положения оси вращения в пространстве, то такой гироскоп называется *астатическим*.



Фиг. 87. Тело *А* с одной степенью свободы поступательного движения.



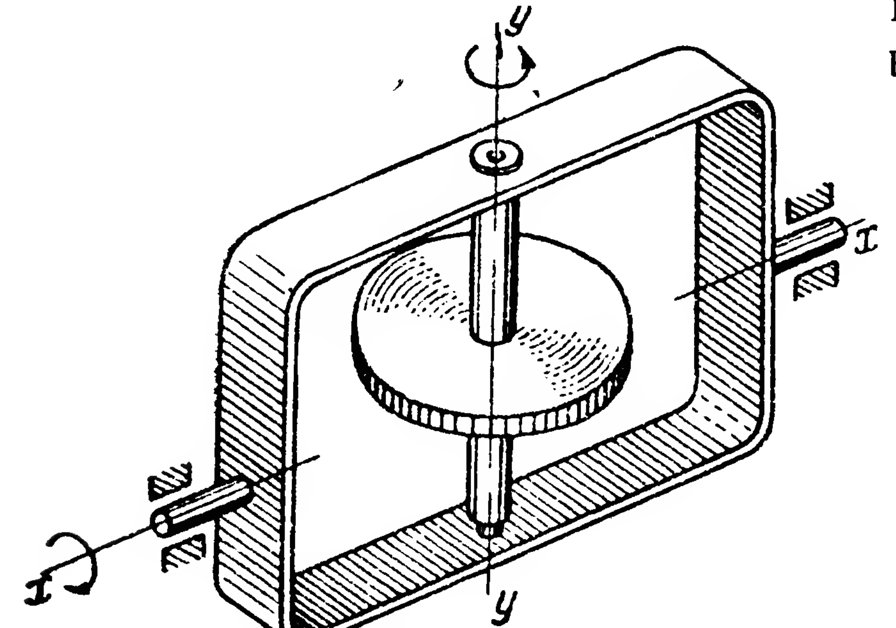
Фиг. 88. Тело *Б* с одной степенью свободы вращательного движения.

В авиационных приборах применяются астатические гироскопы, у которых неподвижной точкой обычно является точка пересечения трех взаимно перпендикулярных осей.

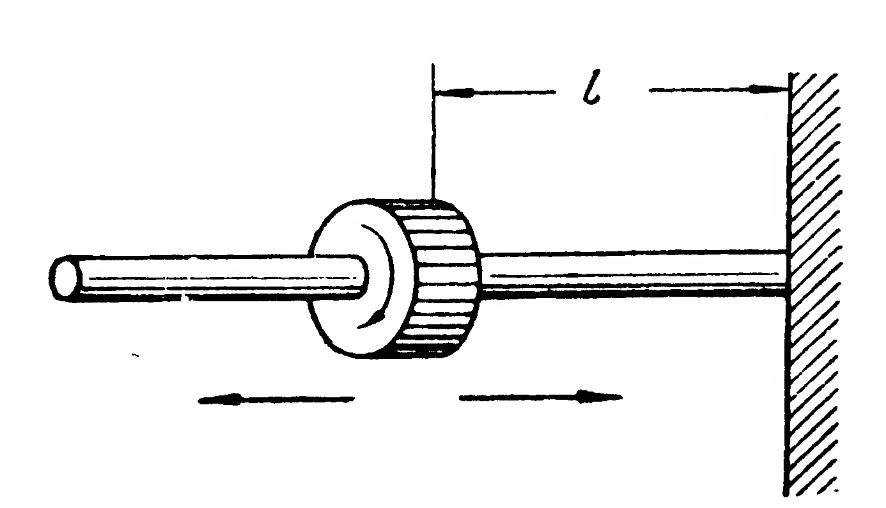
В случае когда центр тяжести гироскопа не совпадает с точкой пересечения трех взаимно перпендикулярных осей, система называется *тяжелым гироскопом* или *гироскопическим маятником*.

Всякое движущееся тело в зависимости от характера связи его с другими телами может обладать той или иной возможностью изменять свое положение в пространстве. Возможность изменения движущимся телом своего положения в пространстве принято характеризовать числом степеней свободы. Например, если тело может совершать поступательное движение только в направлении одной оси (фиг. 87) или вращательное движение только вокруг одной какой-либо оси (фиг. 88), то говорят, что такое тело обладает *одной степенью свободы*. Для определения положения такого тела в пространстве достаточно знать или его расстояние от начального положения или угол его поворота относительно оси вращения; если тело имеет возможность одновременно вращаться вокруг двух осей или вокруг одной оси вращаться, а в направлении другой оси по-

ступательно двигаться, то говорят, что такое тело обладает *двумя степенями свободы* (фиг. 89 и 90). Чтобы определить положение такого тела в пространстве, нужно знать две координаты — в данном случае два угла поворота относительно осей x и y или один угол поворота и расстояние от начального положения.

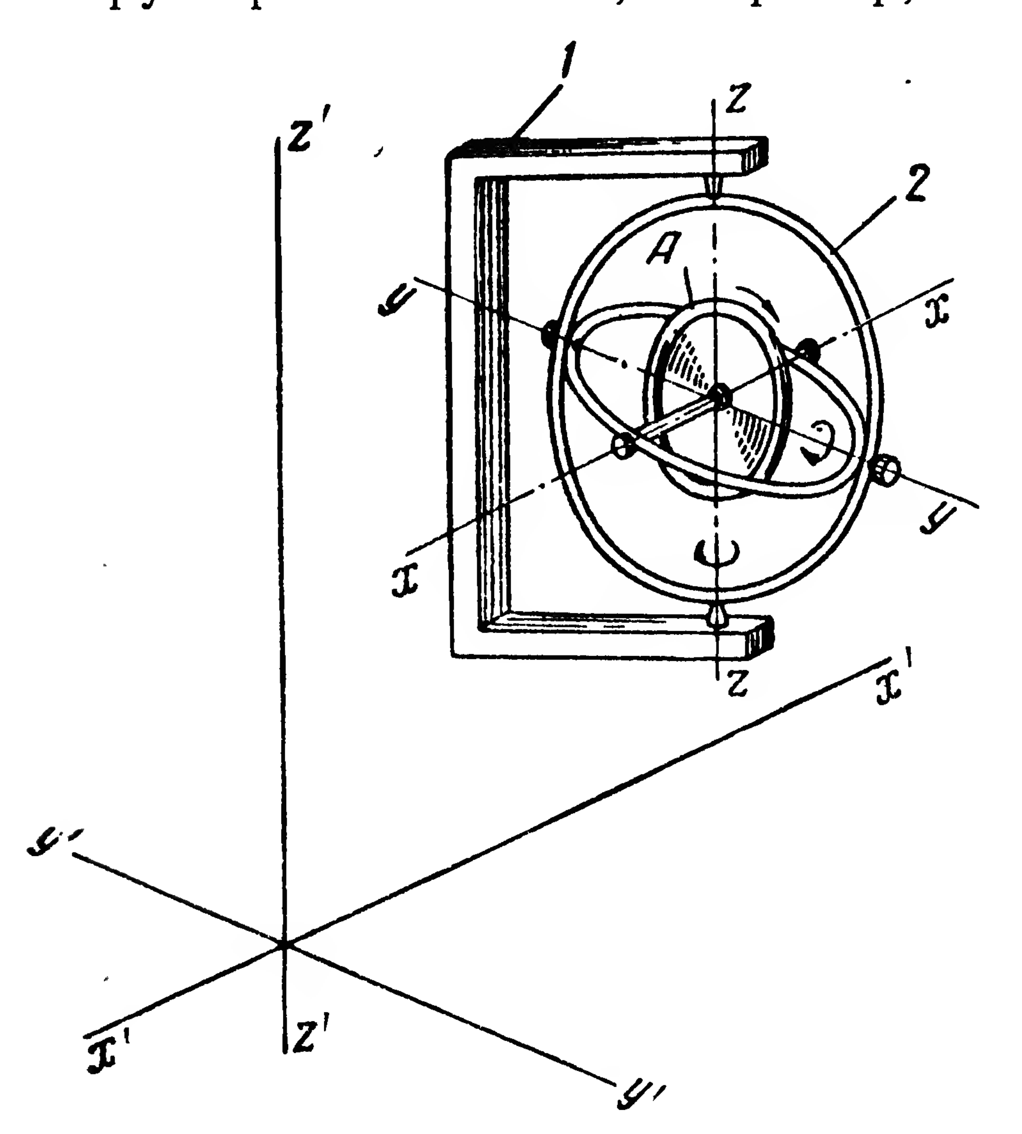


Фиг. 89. Две степени свободы вращательного движения.



Фиг. 90. Две степени свободы движения — поступательное и вращательное.

В технике приборостроения встречаются такие механические системы, в которых тело имеет возможность одновременно вращаться вокруг трех осей. Так, например, в системе механических связей, изображенной на фиг. 91, тело A может вращаться вокруг трех осей: оси $x—x$, оси $y—y$ и оси $z—z$. В этом случае говорят, что тело A обладает тремя степенями свободы. Для определения положения тела A в пространстве необходимо знать три угла поворота относительно каждой из осей вращения.



Фиг. 91. Гироскоп с тремя степенями свободы вращательного движения.

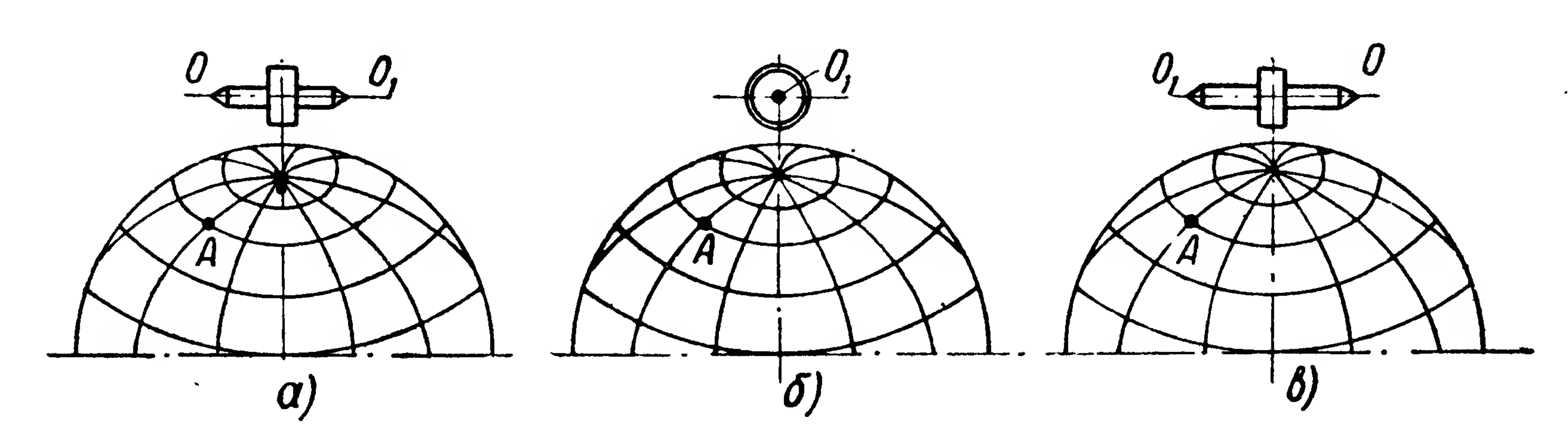
Система механических связей, обеспечивающая три степени свободы вращательного движения, называется в технике *карданным подвесом*. Такой карданный подвес и применяется в авиационных гироскопических приборах, имеющих гироскопы с тремя степенями свободы.

Если теперь представить, что система, изображенная на фиг. 91, может перемещаться поступательно в пространстве относительно какой-либо другой системы координат $x'—x'$, $y'—y'$ и $z'—z'$, то тело A будет обладать уже шестью степенями свободы, и для определения его положения в пространстве нужно будет знать,

кроме указанных выше трех углов, еще и расстояние от начала системы координат $x'—x'$, $y'—y'$ и $z'—z'$ по направлению каждой из трех осей. Примером движущегося тела с шестью степенями свободы может служить самолет во время полета, так как он имеет возможность совершать повороты вокруг любой из трех своих осей (продольной, поперечной и вертикальной) и в то же время может двигаться в пространстве поступательно в любом из трех направлений.

Свободный гироскоп и его свойства. Составляющие угловой скорости земного вращения

Свободным (идеальным) гироскопом называют астатический гироскоп, на который не действуют какие-либо внешние силы (в том числе и трение в осях) и который имеет три степени свободы вращательного движения.



Фиг. 92. Положение гироскопа на северном полюсе.

а—относительно наблюдателя в момент начала наблюдений; *б*—через 6 час. после начала наблюдений; *в*—через 12 час. после начала наблюдений.

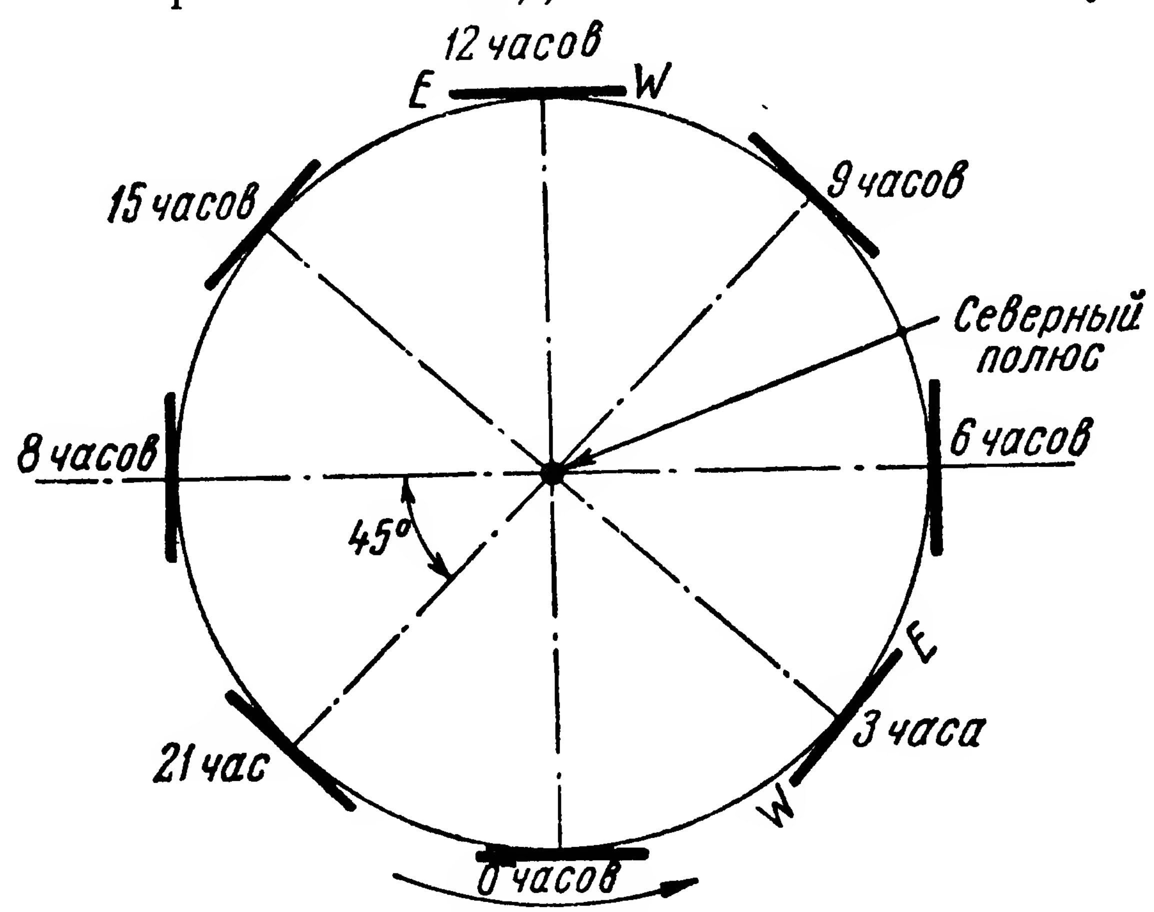
Основным свойством свободного гироскопа является способность сохранять неизменным в пространстве направление главной оси своего вращения.

Если бы свободный гироскоп существовал и был установлен на северном полюсе так, чтобы ось его вращения располагалась горизонтально (фиг. 92); то наблюдателю, находящемуся в точке *A*, казалось бы, что ось гироскопа вращается со скоростью вращения Земли в направлении, обратном направлению вращения Земли.

При этом если в начале наблюдений наблюдатель видел ось гироскопа расположенной так, как показано на фиг. 92,*а*, то через 6 час. после этого ему будет казаться, что естественный горизонт повернулся на 90°, и он увидит конец O_1 оси гироскопа (фиг. 92,*б*); через 12 час. наблюдатель увидит, что концы осей поменялись местами, т. е. ось гироскопа как бы повернулась на 180° (фиг. 92,*в*). В действительности положение оси свободного гироскопа все время оставалось неизменным, а наблюдатель с Землей поворачивался относительно оси гироскопа на углы, соответствующие углам поворота Земли вокруг своей оси вращения.

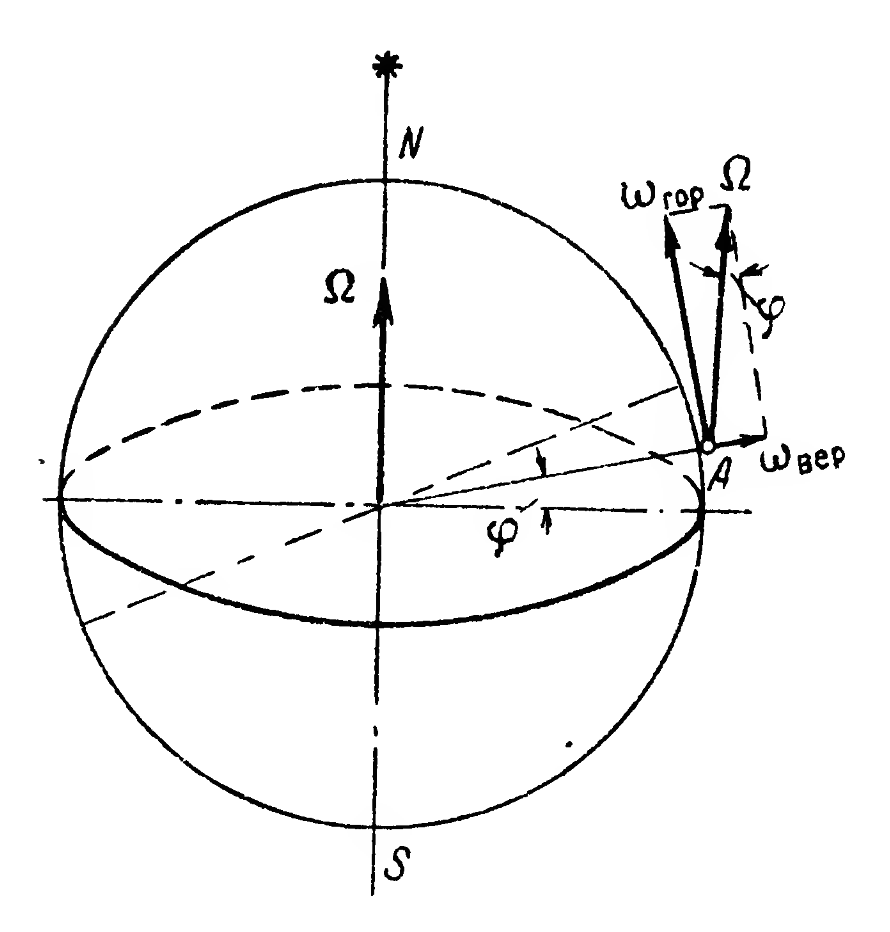
В случае когда ось гироскопа будет расположена на полюсе вертикально, наблюдатель никакого движения этой оси не заметит, так как направление ее в данном случае совпадает с направлением оси вращения Земли.

Если свободный гироскоп поместить на экваторе, расположив ось его вращения в плоскости экватора (т. е. чтобы для наблюдателя она была горизонтальной), то наблюдателю будет казаться,



Фиг. 93. Поведение свободного гироскопа на экваторе.

что через 3 часа ось гироскопа наклонится к западному концу горизонта на угол 45° (фиг. 93); через 6 час.— на угол 90°; через 12 час.— на угол 180°, а за сутки сделает полный оборот.



Фиг. 94. Вертикальная и горизонтальная составляющие суточного вращения Земли.

На самом деле, как видно по фиг. 93, ось свободного гироскопа не изменила своего положения, а горизонт вместе с наблюдателем поворачивался относительно оси гироскопа. Описанное явление условились называть кажущимся движением гироскопа.

Составляющие суточного вращения Земли. Земля вращается вокруг своей оси, проходящей через северный и южный полюсы, с угловой скоростью Ω, равной 1 обороту за 24 часа. Эта угловая скорость земного вращения может быть изображена вектором, направленным по оси вращения Земли в сторону северного полюса, так как Земля вращается с запада на восток, т. е. если смотреть с северного полюса, то вращение будет происходить против движения часовой стрелки (фиг. 94).

Точка *A*, расположенная на поверхности земли на широте φ, будет вращаться вокруг оси *N*—*S* со скоростью Ω, равной 1 обороту за 24 часа. Но в этой точке в отличие от точек, расположенных

на экваторе, скорость вращения Земли может быть разложена на две составляющие: одна по направлению горизонта и вторая по направлению вертикали в данной точке. Это значит, что если поместить наблюдателя над точкой A так, чтобы он не был связан с Землей, то он увидел бы, что западный конец горизонта поднимается, а восточный конец его опускается с некоторой угловой скоростью $\omega_{гор}$ и в то же время плоскость горизонта совершает вращение вокруг вертикали в направлении против часовой стрелки со скоростью $\omega_{верт}$.

По фиг. 94 видно, что величины этих составляющих можно выразить через угол широты φ уравнениями

$$\omega_{верт} = \Omega \sin \varphi \quad \text{и} \quad \omega_{гор} = \Omega \cos \varphi.$$

На экваторе, где угол широты $\varphi = 0$, вертикальная составляющая земного вращения $\omega_{верт} = 0$, а горизонтальная составляющая $\omega_{гор} = \Omega$, т. е. наблюдатель, находящийся над экватором, будет видеть только поднимание западного и опускание восточного концов горизонта. На полюсе угол широты $\varphi = 90$ (или 270°), и, следовательно, вертикальная составляющая $\omega_{верт} = \Omega$, а $\omega_{гор} = 0$, т. е., смотря на полюс, наблюдатель увидит только вращение плоскости горизонта.

Указанное явление было бы отмечено свободным гироскопом, если его расположить на соответствующей широте так, чтобы ось его лежала в плоскости горизонта в направлении параллели или меридиана.

Фиг. 95. Гироскоп, расположенный на широте φ горизонтально в направлении запад—восток.

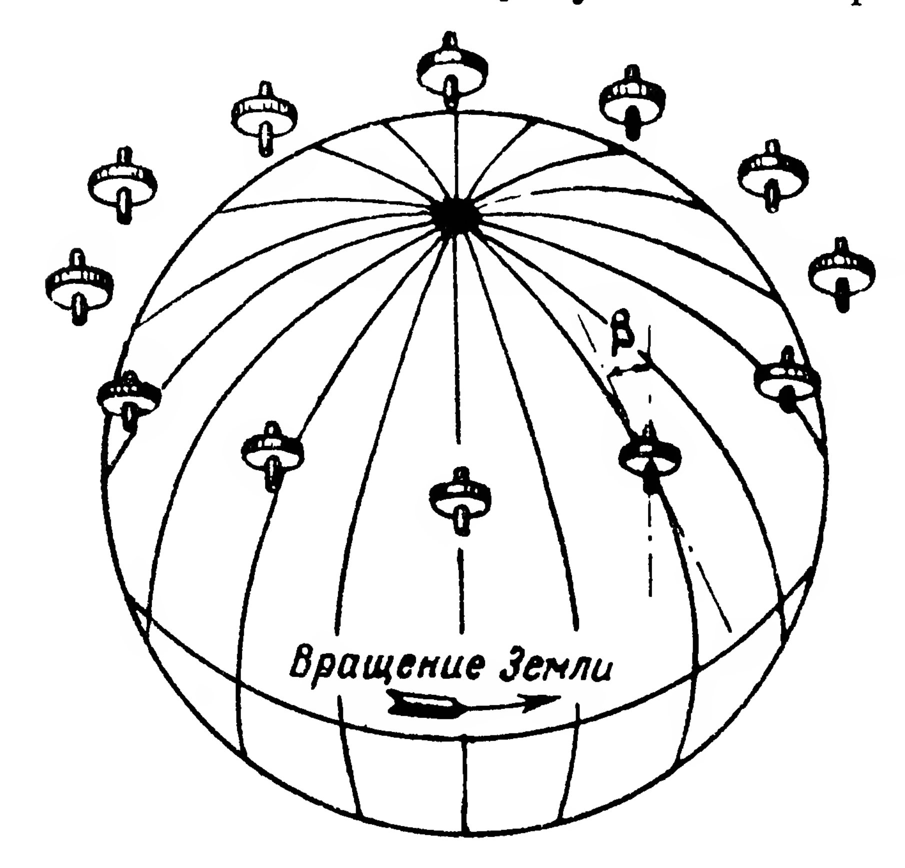
Представим себе, что ось свободного гироскопа расположена горизонтально на широте φ в направлении параллели (т. е. в направлении запад—восток, как показано на фиг. 95).

В этом случае западный конец оси гироскопа будет опускаться, а восточный конец подниматься со скоростью вертикальной составляющей суточного вращения Земли, и через некоторый промежуток времени t угол α между осью гироскопа и параллелью данного места будет равен

$$\alpha = \omega_{верт} t = \Omega t \sin \varphi.$$

Это значит, что при таком расположении гироскопа последний покажет величину вертикальной составляющей вращения Земли ($\omega_{верт}$).

Если ось гироскопа поместить на этой широте в плоскости горизонта и в направлении меридиана (фиг. 96), то через некоторое время угол между меридианом и осью гироскопа будет отличаться на величину β, равную произведению величины горизонтальной составляющей $\omega_{гор}$ суточного вращения Земли на время t, протекшее с момента начала наблюдений, т. е.



Фиг. 96. Гироскоп, расположенный в направлении меридиана на широте φ.

$$\beta = \omega_{гор} t = \Omega t \cos \varphi.$$

Таким образом, свободный гироскоп покажет величину горизонтальной составляющей суточного вращения Земли $\omega_{гор}$.

Так вел бы себя в различных широтах земного шара свободный гироскоп. Но свободный гироскоп не может быть построен, так как невозможно уничтожить трение в осях карданного подвеса и невозможно идеально сбалансировать детали, составляющие гироскопический узел. Поэтому свойства реального гироскопа, применяемого в технике, несколько отличаются от свойств идеального (свободного) гироскопа. Рассмотрим основные из этих свойств.

Реальный гироскоп с тремя степенями свободы и его свойства

Гироскоп, имеющий возможность вращаться вокруг трех пересекающихся в одной точке осей y—y, z—z и x—x (фиг. 97), называется гироскопом с тремя степенями свободы.

Ось x—x, вокруг которой вращается ротор *1* гироскопа, называется *главной осью* вращения гироскопа или *осью фигуры*. Кольцо (или рамка) *2* называется внутренним, а кольцо (или рамка) *3* — внешним кольцом (или рамкой) карданного подвеса.

Всякий реальный (технический) гироскоп отличается от свободного (идеального) гироскопа тем, что на него неизбежно в большей или меньшей степени действуют моменты внешних сил — сил трения в опорах, сил сопротивления воздуха, сил, вызываемых несбалансированностью, и т. п.

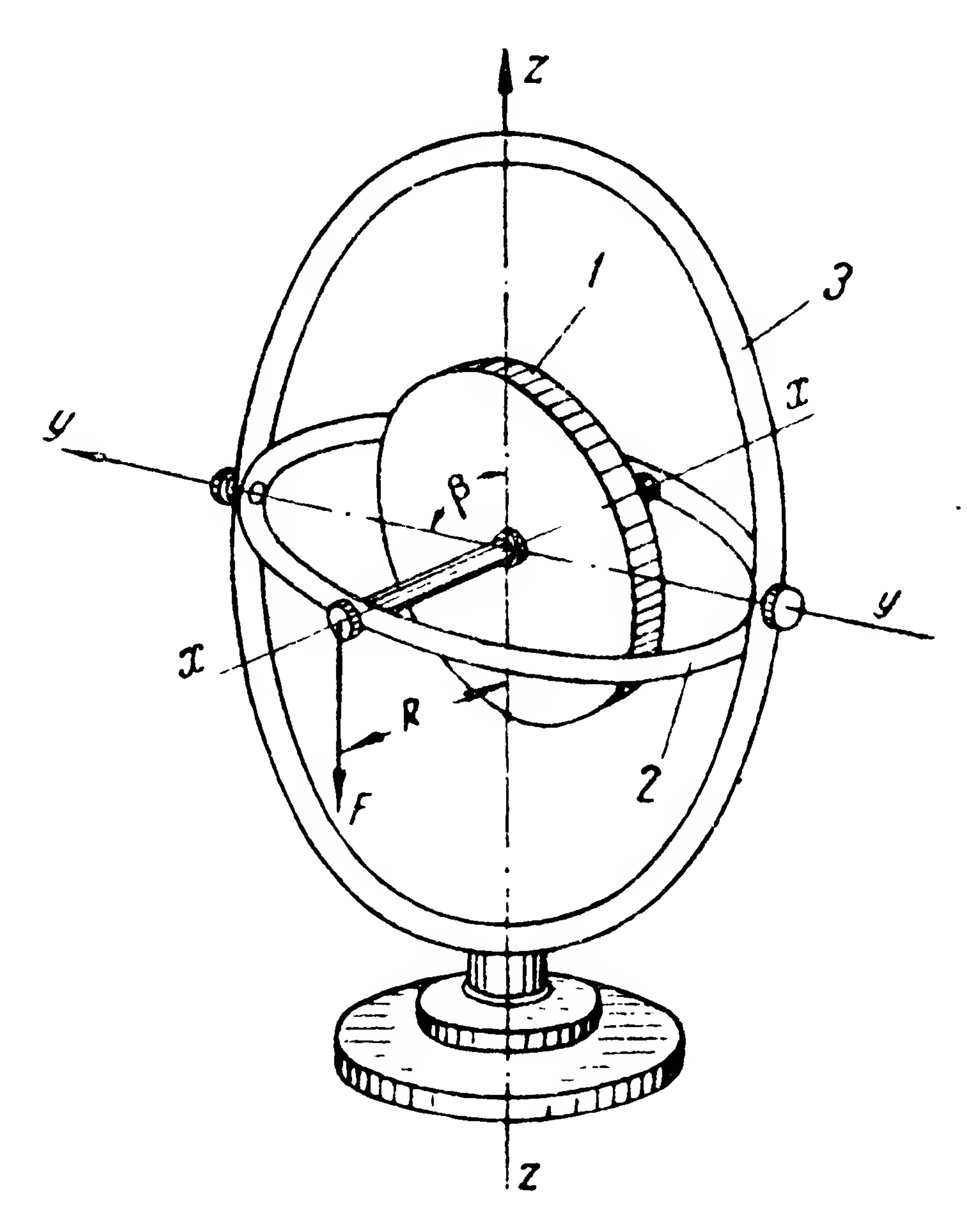
Если бы ротор гироскопа не вращался вокруг своей главной оси x—x, то некоторая сила F, приложенная на расстоянии R от оси y—y, создала бы вращающий момент $M_y = FR$, под действием которого ротор вместе с внутренним кольцом начнет равномерно-ускоренно вращаться вокруг оси, относительно которой действует внешний момент (т. е. оси y—y), с угловым ускорением

$$\varepsilon_y = \frac{M_y}{I_y},$$

где I_y — момент инерции ротора гироскопа относительно оси y—y.

Угловая скорость при этом будет возрастать до тех пор, пока момент сопротивления, вызываемый силами трения в подшипниках оси $y-y$, не станет равным моменту силы F.

Совершенно иначе ведет себя гироскоп, если ротор его будет быстро вращаться вокруг своей главной оси $x-x$. В этом случае под действием внешнего момента, приложенного, например, к внутреннему кольцу карданного подвеса и, следовательно, стремящегося повернуть его вместе с быстро вращающимся ротором вокруг оси



Фиг. 97. Гироскоп с тремя степенями свободы.

1—ротор гироскопа; 2—внутренняя рамка карданного подвеса; 3—внешняя рамка карданного подвеса.

$y-y$, гироскоп в действительности вместе с внешним кольцом повернется вокруг оси $z-z$. Наоборот, момент внешних сил, приложенный к внешнему кольцу гироскопа, вызовет поворот внутреннего кольца вместе с вращающимся ротором вокруг оси $y-y$.

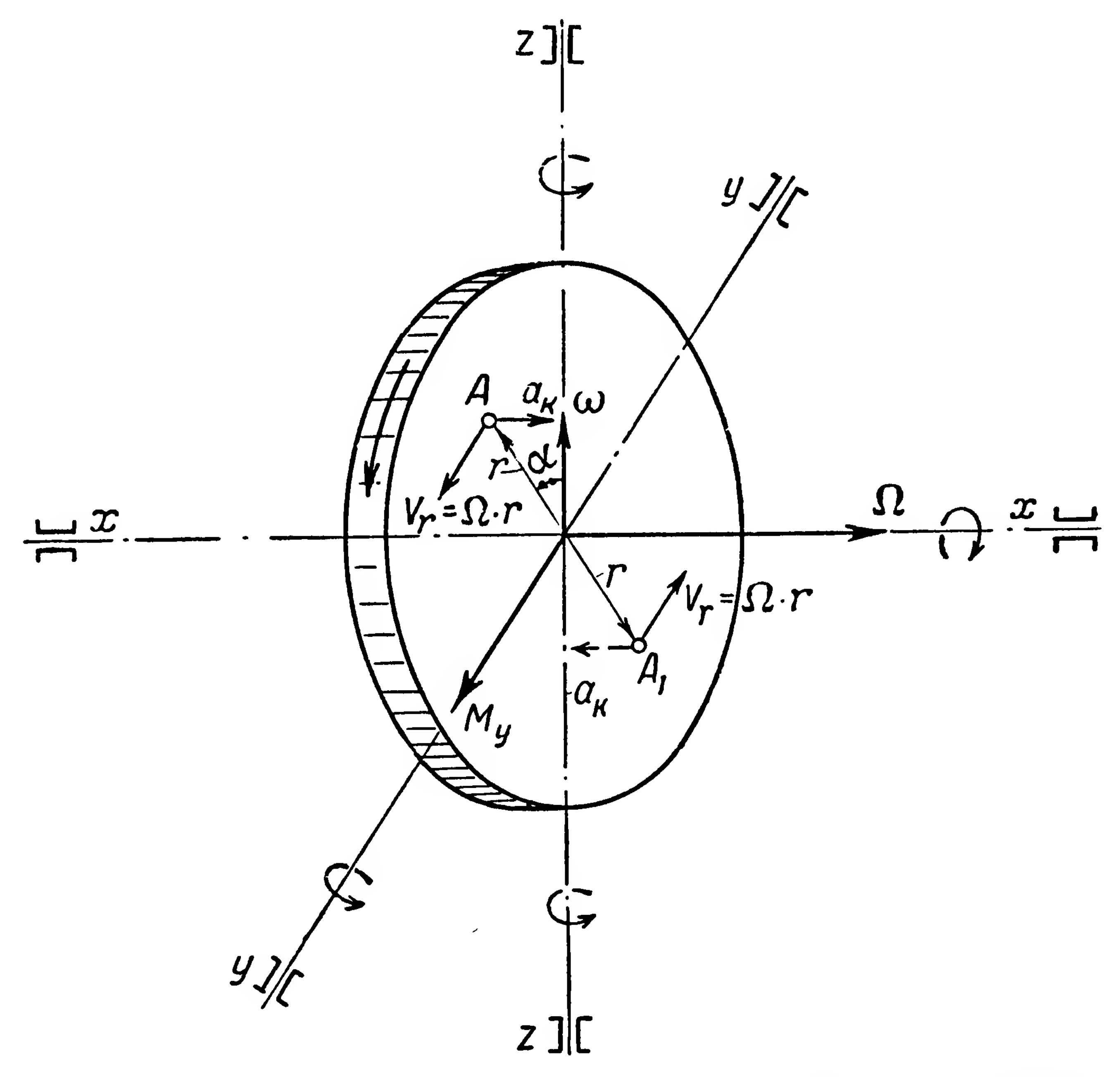
Угол вынужденного поворота гироскопа во всех случаях будет пропорционален величине и продолжительности действия внешнего момента.

Такое движение гироскопа под действием момента внешних сил называют прецессионным движением или просто *прецессией*.

Допустим, что ротор гироскопа, установленный в карданный подвес (фиг. 98, на фигуре карданный подвес не показан), вращается вокруг главной оси $x-x$ с угловой скоростью Ω. В то же время под влиянием внешнего момента M_y, стремящегося повернуть ротор гироскопа вокруг оси $y-y$, появится прецессия относительно оси $z-z$ с угловой скоростью ω. Таким образом, ротор гироскопа

будет совершать два движения; следовательно, его движение можно рассматривать как сложное, состоящее из относительного вращения вокруг оси $x—x$ со скоростью Ω и переносного вращения вокруг оси $z — z$ с угловой скоростью ω. Как известно, при таком движении материальные точки, составляющие ротор гироскопа, будут находиться под действием кориолисова ускорения.

Кориолисово ускорение a_k для одной какой-либо точки A, удаленной от оси вращения $x—x$ на расстояние r и движущейся с относительной линейной скоростью $V_r = \Omega r$, в этом случае равно удвоен-



Фиг. 98. Кориолисовы силы инерции двух симметрично расположенных точек.

ному произведению относительной V_k и переносной ω скоростей, умноженному на cos угла α между осью вынужденного вращения $(z — z)$ и направлением относительной скорости, т. е.

$$a_k = 2V_r \omega \cos \alpha.$$

Направление этого ускорения определится поворотом вектора относительной скорости на угол 90° по направлению переносного вращения, т. е. в нашем случае вектор ускорения a_k точки A направлен вправо перпендикулярно плоскости ротора.

Сила инерции, которая противодействует вынужденному повороту точки A вокруг оси $z — z$, равна произведению этого ускорения на массу точки A, т. е.

$$F_k = ma_k,$$

где F_k — сила инерции точки A;
m — масса точки A.

Подставив в последнее уравнение значение a_k и заменив линейную скорость V_r ее выражением через угловую скорость и радиус вращения, получим

$$F_k = 2mr\Omega\omega\cos\alpha.$$

Если взять на плоскости ротора вторую такую же точку A_1, диаметрально противоположную точке A, то кориолисово ускорение точки A_1 будет равно, параллельно и направлено противоположно кориолисову ускорению точки A. Следовательно, и сила инерции второй точки будет равна, параллельна и противоположна силе F_k первой точки, т. е. будет действовать пара сил F_k—F_k. Момент этой пары сил равен произведению силы F_k на расстояние между точками A и A_1:

$$M_k = F_k 2r = 2\cdot 2mr^2\Omega\omega\cos\alpha$$

и характеризует степень сопротивления этих точек вынужденному повороту их вокруг оси z—z.

В полученном произведении величина $2mr^2$ представляет собой момент инерции J_x точек A и A_1 относительно главной оси вращения x—x. Поэтому уравнение можно написать в следующем виде:

$$M_k = 2J_x\Omega\omega\cos\alpha. \tag{44}$$

Из уравнения (44) видно, что момент кориолисовых сил инерции двух симметрично расположенных точек не является постоянным — он изменяется как по величине, так и по направлению в зависимости от изменения угла α. Точки ротора, вектор относительной скорости которых составляет в каждый данный момент с осью вынужденного вращения (в нашем случае с осью z—z) угол $\alpha = 90°$, не создают момента противодействия внешнему моменту, стремящемуся повернуть ротор вокруг оси z—z; наоборот, точки ротора, вектор относительной скорости которых параллелен оси вынужденного вращения, будут максимально сопротивляться любому вынужденному повороту их вокруг оси z—z, т. е. их момент равен

$$M_{k\,max} = 2J_x\Omega\omega.$$

Среднее значение этого момента для суммы всех точек, составляющих ротор гироскопа, всегда равно половине максимального момента. Это может быть доказано в элементарной форме, если взять на вращающемся роторе три какие-либо точки, расположенные под углом $120° = \frac{2\pi}{3}$. Этот прием вполне применим, так как всякий симметричный диск (ротор) можно считать состоящим из суммы материальных точек, расположенных под углом 120° друг к другу.

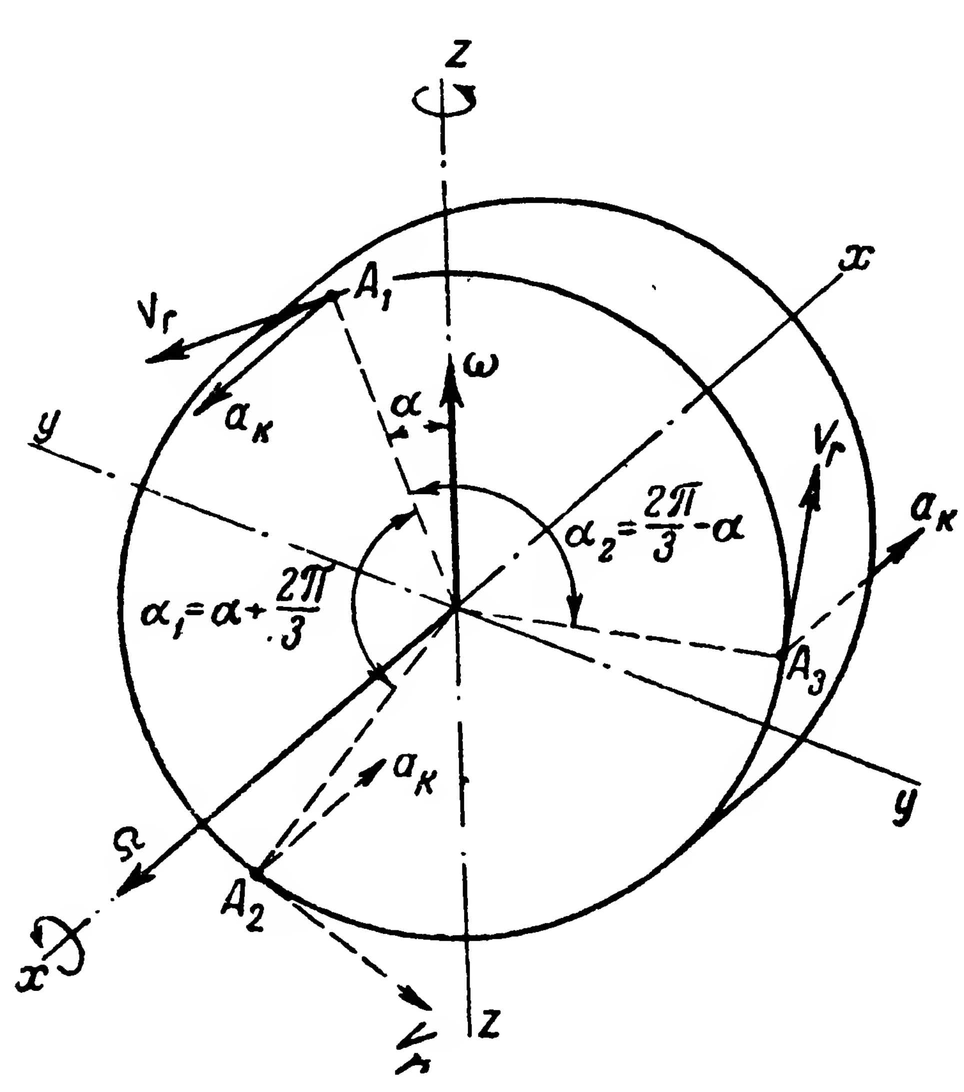
Если взять три такие точки A_1, A_2 и A_3 (фиг. 99) на роторе радиуса R, то кориолисовы силы для каждой из этих точек будут равны:

для точки A_1 сила $F_{k_1} = 2m\Omega\omega R \cos\alpha$;

для точки A_2 сила $F_{k_2} = 2m\Omega\omega R \cos\left(\alpha + \frac{2\pi}{3}\right)$

и для точки A_3 сила $F_{k_3} = 2m\Omega\omega R \cos\left(\frac{2\pi}{3} - \alpha\right)$.

Моменты этих сил относительно оси $y—y$ равны величине каждой из сил, умноженной на расстояние от соответствующей точки до оси $y—y$.



Фиг. 99. Кориолисовы силы инерции трех точек, расположенных под углом 120° друг к другу.

Эти расстояния, как видно по фиг. 99, равны

для точки A_1 расстояние $z_1 = R\cos\alpha$;

для точки A_2 расстояние $z_2 = R\cos\left(\alpha + \frac{2\pi}{3}\right)$;

для точки A_3 расстояние $z_3 = R\cos\left(\frac{2\pi}{3} - \alpha\right)$.

Моменты сил

$$M_{k_1} = 2m\Omega\omega R^2 \cos^2\alpha;$$

$$M_{k_2} = 2m\Omega\omega R^2 \cos^2\left(\alpha + \frac{2\pi}{3}\right);$$

$$M_{k_3} = 2m\Omega\omega R^2 \cos^2\left(\frac{2\pi}{3} - \alpha\right).$$

Результирующий момент всех трех сил получим, сложив моменты отдельных сил:

$$M_г = M_{k_1} + M_{k_2} + M_{k_3} = 2m\Omega\omega R^2 \left[\cos^2\alpha + \cos^2\left(\alpha + \frac{2\pi}{3}\right) + \right.$$
$$\left. + \cos^2\left(\frac{2\pi}{3} - \alpha\right)\right].$$

Для выражения в квадратных скобках можно воспользоваться известной из тригонометрии зависимостью

$$\cos^2\left(\frac{2\alpha}{2}\right) = \frac{1+\cos 2\alpha}{2}.$$

Получим

$$\cos^2\alpha + \cos^2\left(\alpha + \frac{2\pi}{3}\right) + \cos^2\left(\frac{2\pi}{3} - \alpha\right) = \frac{1+\cos 2\alpha}{2} +$$
$$+ \frac{1+\cos\left(2\alpha + \frac{4\pi}{3}\right)}{2} + \frac{1+\cos\left(\frac{4\pi}{3} - 2\alpha\right)}{2} = \frac{3}{2} + \cos 2\alpha +$$
$$+ \cos 2\alpha \cos\frac{4\pi}{3} - \sin 2\alpha \sin\frac{4\pi}{3} + \cos\frac{4\pi}{3}\cos 2\alpha + \sin\frac{4\pi}{3}\sin 2\alpha = \frac{3}{2}.$$

Подставив полученную величину в уравнение момента, будем иметь

$$M_г = 2m\Omega\omega R^2 \frac{3}{2} = 3mR^2\Omega\omega.$$

Величина $3mR^2$ представляет собой момент инерции J_x трех точек относительно оси $x - x$, т. е. $J_x = 3mR^2$. Следовательно,

$$M_г = J_x\Omega\omega. \qquad (45)$$

Полученный момент носит название *гироскопического* момента, величина которого характеризует устойчивость гироскопа, т. е. способность его сохранять неизменным направление главной оси своего вращения.

В гироскопических приборах, применяемых на самолетах, используется, как уже говорилось ранее, основное свойство гироскопа, состоящее в его способности сопротивляться внешним силам которые стремятся изменить направление главной оси его вращения.

Произведение главного момента инерции ротора J_x на угловую скорость вращения ротора вокруг его главной оси, т. е. произведение $J_x\Omega$, представляет собой, как известно из § 7, кинетический момент ротора. Следовательно, гироскопический момент вращающегося ротора тем больше, чем больше его кинетический момент, т. е. чем больше его момент инерции и скорость собственного вращения.

Если прецессия гироскопа отсутствует, т. е. если угловая скорость прецессии $\omega = 0$, то и гироскопический момент также будет равен

нулю. Но как только к гироскопу будет приложен какой-либо внешний момент $M_{вн}$, немедленно возникнет прецессия, скорость которой будет возрастать до тех пор, пока момент внешних сил не сделается равным гироскопическому моменту, т. е.

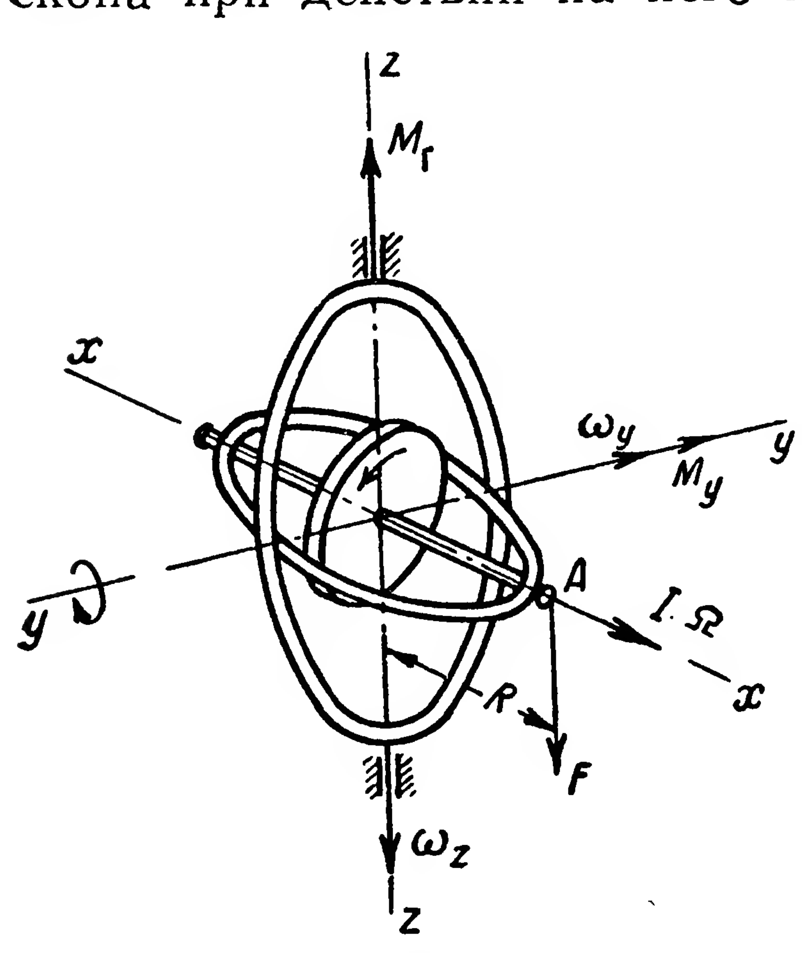
$$M_{вн} = M_г = J_x \Omega \omega.$$

Из этого соотношения можно определить скорость прецессии

$$\omega = \frac{M_{вн}}{J_x \Omega}. \quad (46)$$

Уравнение (46) показывает, что скорость прецессии ω будет тем больше, чем больше внешний момент $M_{вн}$, приложенный к гироскопу, и чем меньше кинетический момент гироскопа $J_x\Omega$.

Рассмотрим подробнее характер прецессионного движения гироскопа при действии на него какого-либо внешнего момента.



Фиг. 100. Гироскоп с тремя степенями свободы.

Предположим, что к гироскопу, ротор которого вращается вокруг оси $x—x$ с угловой скоростью Ω (фиг. 100) в точке A приложена сила F, создающая момент $M_y = FR$ относительно оси $y—y$.

Этот момент вызовет некоторое движение внутренней рамки карданного подвеса относительно оси $y—y$ с угловой скоростью ω_y. Направление вектора угловой скорости ω_y одинаково с направлением внешнего момента M_y.

Поворот гироскопа вокруг оси $y—y$ вызовет появление гироскопического момента $M_г$ относительно оси $z—z$, который стремится совместить ось собственного вращения гироскопа с осью его вынужденного вращения. Создавшийся таким образом гироскопический момент относительно оси $z—z$ вызовет поворот карданного подвеса вокруг этой оси с угловой скоростью ω_z.

Эта новая переносная скорость ω_z вызовет появление гироскопического момента, действующего относительно оси $y—y$ и стремящегося совместить ось собственного вращения гироскопа с новой осью вращения, т. е. с осью $z—z$.

Дальнейшее увеличение угловой скорости ω_z увеличит гироскопический момент относительно оси $y—y$, и через некоторый промежуток времени гироскопический момент станет равным моменту внешних сил, т. е.

$$M_{г\,y} = M_{вн}.$$

Это условие определяет величину угловой скорости прецессии:

$$\omega_z = \frac{M_{вн}}{J_x \Omega}.$$

Гироскопический момент, созданный движением вокруг оси y—y и действующий относительно оси z—z, будет увеличивать скорость ω_z, вследствие чего гироскопический момент относительно оси y—y станет несколько больше внешнего момента.

Поскольку гироскопический момент относительно оси y—y противоположен моменту внешних сил, угловая скорость ω_y, вызванная внешним моментом, станет уменьшаться, а вместе с ней будет уменьшаться и гироскопический момент, действующий относительно оси z—z. Когда угловая скорость прецессии вокруг оси y—y станет равной нулю ($\omega_y = 0$), гироскопический момент относительно оси z—z также будет равен нулю, т. е. $M_{гz} = 0$. К этому моменту гироскопический момент относительно оси y—y станет несколько больше момента внешних сил, вследствие чего внутренняя рамка карданного подвеса начнет поворачиваться в противоположную сторону. Это в свою очередь снова вызовет появление гироскопического момента вокруг оси z—z, но уже направленного противоположно тому, которое он имел ранее, а следовательно, стремящегося замедлить скорость прецессии вокруг оси z—z. Уменьшение скорости прецессии ω_z вызовет в свою очередь уменьшение гироскопического момента, действующего относительно оси y—y, которое будет продолжаться до тех пор, пока этот гироскопический момент не станет по величине равен внешнему моменту.

В то же время гироскопический момент относительно оси y—y будет продолжать действовать, вследствие чего угловая скорость прецессии вокруг этой оси будет все уменьшаться. Это приведет к тому, что гироскопический момент $M_{гy}$ через некоторое время станет меньше внешнего момента, что снова вызовет поворот внутреннего кольца карданного подвеса вокруг оси y—y с некоторой угловой скоростью.

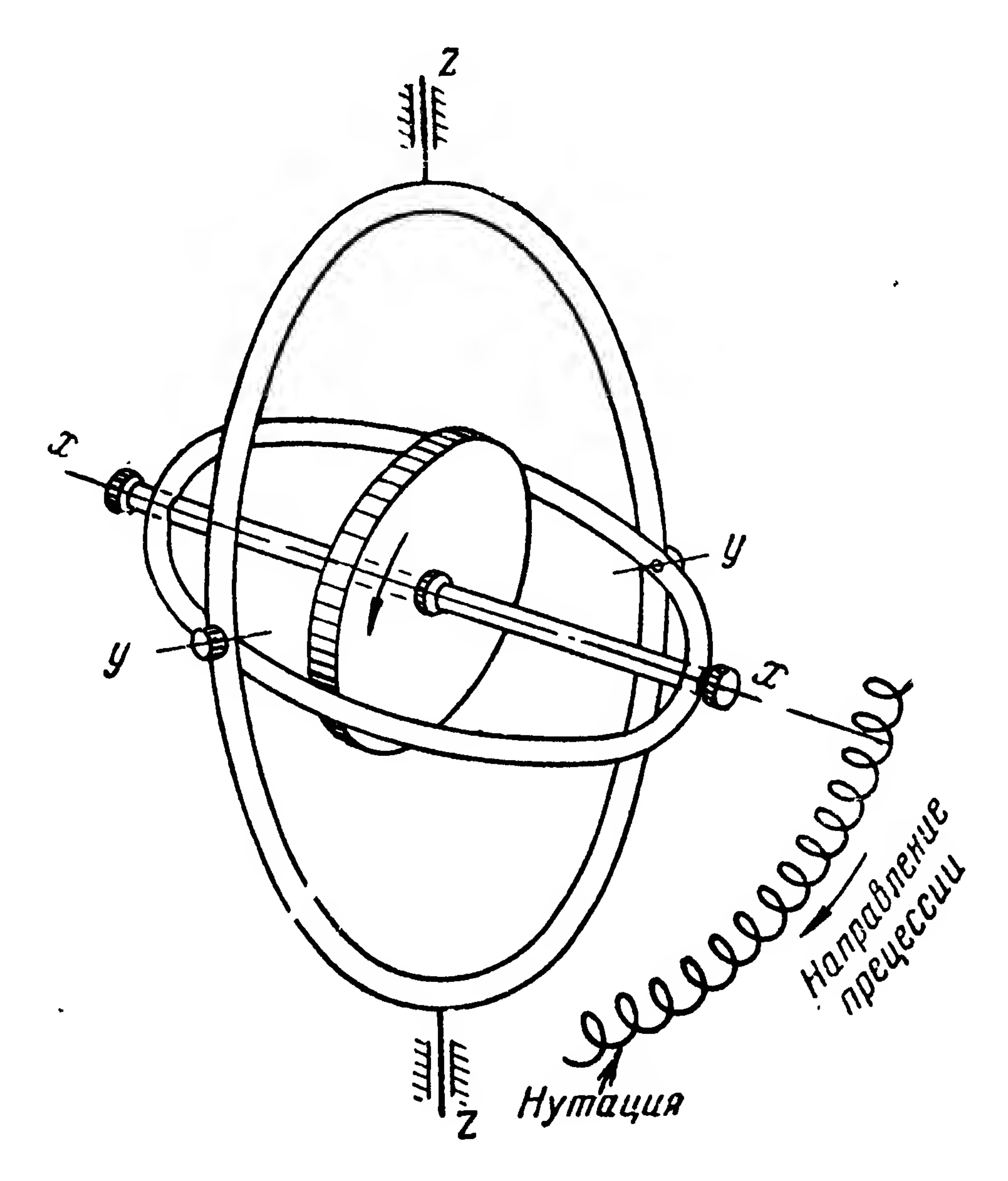
Таким образом, скорость прецессии ω_z вокруг оси z—z будет то увеличиваться, то уменьшаться, колеблясь вокруг некоторой средней величины, определяемой равенством гироскопического и внешнего моментов:

$$J_x \Omega\, \omega_z = M_{вн}.$$

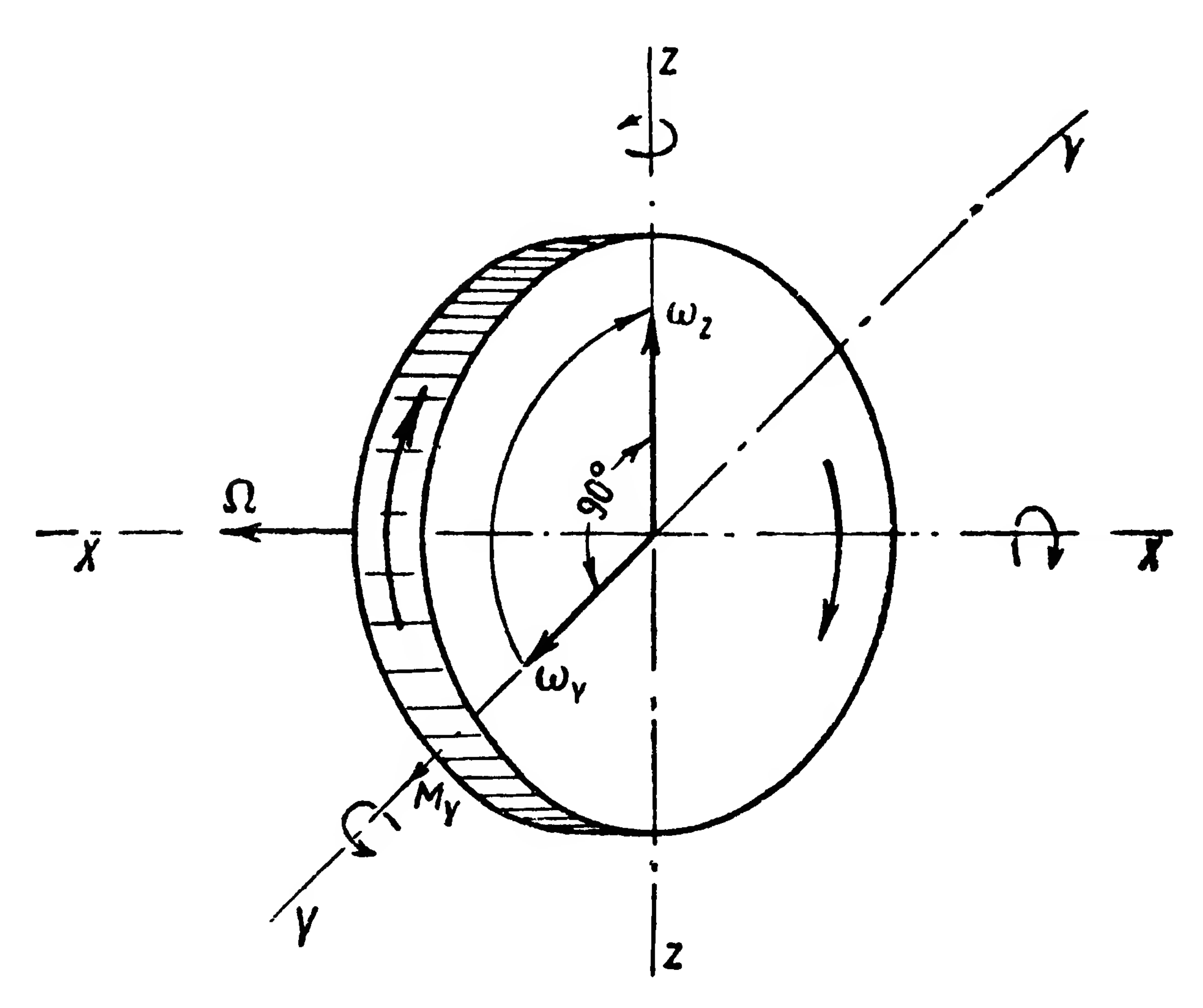
Внутренняя же рамка будет колебаться вокруг нулевого положения. В сумме эти колебания и колебания скорости прецессии создадут колебательные движения главной оси гироскопа по траектории, показанной на фиг. 101.

Эти мелкие периодические колебания главной оси гироскопа называются нутацией. Период этих колебаний, или период нутации T, определяется уравнением

$$T = \frac{2\pi}{J_x \Omega} \sqrt{J_y J_z}, \tag{47}$$



Фиг. 101. Нутационные колебания главной оси гироскопа.



Фиг. 102. Правило определения направления вектора прецессии гироскопа.

где J_x — момент инерции ротора гироскопа относительно главной оси вращения;

J_y и J_z — моменты инерции соответственно относительно осей $y—y$ и $z—z$. Обычно $J_y=J_z$.

Нутация гироскопа быстро затухает из-за трения в осях карданного подвеса. Поэтому, если внешний момент приложен к внутреннему кольцу, практически наблюдается только прецессионное движение вокруг оси $z—z$ и незначительное начальное смещение вокруг оси $y—y$.

Направление вектора скорости прецессии определяется поворотом вектора внешнего момента M_y на 90° в сторону вращения ротора, как показано на фиг. 102.

Из рассмотренных свойств гироскопа вытекают следующие следствия:

1. Если на гироскоп с тремя степенями свободы действует несколько моментов внешних сил, то каждый момент вызывает свою прецессию.

2. Момент, действующий на одно кольцо карданного подвеса гироскопа, вызывает прецессию другого его кольца.

3. Наложение момента в направлении прецессии приводит к движению оси в сторону, противоположную действию внешнего момента, вызвавшего эту прецессию, или замедляет движение оси.

4. Скорость прецессии прямо пропорциональна величине внешнего момента и обратно пропорциональна кинетическому моменту ротора гироскопа. Следовательно, чем больше кинетический момент, тем устойчивее гироскоп.

Глава III

ОСНОВЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

§ 11. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ И МАГНИТНЫЕ ВЕЛИЧИНЫ И ЕДИНИЦЫ ИХ ИЗМЕРЕНИЙ

Системы единиц

В области электрических и магнитных измерений находят применение различные системы единиц, каждая из которых имеет те или иные достоинства и недостатки. Почти все эти системы построены на одном принципе: они включают три основные механические единицы и четвертую электрическую или магнитную. Одними из первых были созданы абсолютные электростатическая и электромагнитная системы единиц, которые встречаются наряду с системой практических единиц и до настоящего времени.

Абсолютной электростатической системой единиц называется такая система, в которой основными механическими единицами являются: сантиметр, грамм и секунда, а в качестве четвертой основной единицы, необходимой для построения системы электрических единиц, принята диэлектрическая проницаемость пустоты, численно равная единице. Если при этом диэлектрическая проницаемость ε принята как величина безразмерная, то систему обозначают символом CGSE; если же ε принята как величина, имеющая размерность, то систему обозначают символом $CGS\varepsilon_0$.

В абсолютной *электромагнитной системе единиц* основными механическими единицами являются те же, что и в системе электростатической, а в качестве четвертой основной единицы принята магнитная проницаемость пустоты, равная единице. По аналогии с электростатической электромагнитная система выражается символом CGSM, если магнитная проницаемость μ считается величиной безразмерной, или символом $CGS\mu_0$, если μ принята как величина особой размерности.

Абсолютные электростатическая и электромагнитная системы единиц не получили широкого применения в электроизмерительной технике вследствие их непрактичности, в чем можно убедиться на следующих примерах. Если в абсолютной электромагнитной системе единица силы тока соизмерима с теми величинами токов, которые

мы обычно измеряем (1CGSM=10 амперам), то при этом единица потенциала CGSM в 100 миллионов раз меньше вольта, а единица сопротивления — в миллиард раз меньше ома. В абсолютной электростатической системе разность потенциалов измеряется в единицах, близких по величине к той разности потенциалов, с которой обычно имеют дело в практике (1CGSE=300 *в*), но в то же время единица силы тока CGSE в 3 миллиарда раз меньше, чем 1 ампер, а единица сопротивления в 900 миллиардов раз больше, чем 1 *ом*. То же и в области механических измерений. Например, если единица длины в этих системах (сантиметр) соизмерима с теми величинами длин, которые мы обычно измеряем в практике, то единица работы (эрг) в 10 миллионов раз меньше, чем 1 джоуль, и почти в 100 миллионов раз меньше одного килограммометра.

Пока электричество не имело широкого применения, можно было мириться с недостатками этих систем. С развитием же электротехники возникла необходимость разработать новую систему электрических единиц, удобную для практических электротехнических измерений, в которой бы единицы силы тока, напряжения, работы были такими, чтобы результаты обычных измерений выражались небольшими числами. Трудами крупнейших ученых второй половины XIX века такая система была создана. Она получила название *практической системы электрических единиц*.

В создании практической системы принимал непосредственное участие крупнейший русский физик Александр Григорьевич Столетов. Система строилась на двух основных электрических единицах. Механические единицы в качестве основных в нее не входили. Выступая на международном конгрессе электриков в Париже в 1881 г. при обсуждении задачи создания практической системы электрических единиц, А. Г. Столетов предложил и обосновал принятие за одну из основных единиц этой системы 1 *ом* (единицу электрического сопротивления, по величине равную 10^9 абсолютных электромагнитных единиц сопротивления).

Предложение А. Г. Столетова было единогласно принято конгрессом. В качестве второй основной единицы была принята единица электрического потенциала вольт (*в*), равная 10^8 абсолютных электромагнитных единиц потенциала.

Практическая система оказалась удобной, благодаря чему вскоре после создания получила распространение во всех странах.

Были установлены эталоны основных единиц практической системы, которые затем были приняты как международные единицы электрических величин со следующим определением.

Международный ом — сопротивление (при неизменяющемся электрическом токе и при температуре тающего льда) ртутного столба длиною в 106,300 *см* с сечением, одинаковым по всей длине, и с массой, равной 14,4521 *г*.

Международный ампер — сила неизменяющегося электрического тока, который, проходя через водный раствор азотнокислого серебра, отлагает 0,001118 *г* серебра в секунду.

Международный вольт — электрическое напряжение или электродвижущая сила, которые в проводнике с сопротивлением в один международный ом вызывают ток в один международный ампер.

Остальные единицы определяются из этих трех.

Практическая система электрических единиц, несмотря на ряд достоинств, имеет тот существенный недостаток, что она построена вне непосредственной связи с основными механическими единицами. Поэтому вслед за ней появился ряд новых, так называемых абсолютных систем практических единиц.

В данной книге мы будем пользоваться при изложении вопросов электрических и магнитных измерений *абсолютной практической электромагнитной системой единиц МКСА* [1], в которой за основные единицы приняты:

единица длины — метр;
единица массы — килограмм;
единица времени — секунда;
единица электрического тока — ампер.

Электрические и магнитные величины и единицы их измерений

Напомним вкратце основные сведения из электротехники по электрическим и магнитным величинам.

Электрический ток есть явление общего упорядоченного продвижения электронов в веществе, если это вещество находится под действием какой-либо разности электрических потенциалов.

Электрический ток, его величина или согласно установившейся терминологии *сила тока* обозначается буквами I или i и *измеряется в амперах* (*а*). Как одна из основных единиц системы МКСА ампер определяется следующим образом.

Ампер есть неизменяющийся электрический ток, который, протекая по каждому из двух бесконечно длинных параллельных прямолинейных проводников ничтожно малого кругового сечения, расположенных на расстоянии 2 м друг от друга в безвоздушном пространстве, создает между этими проводниками на каждый метр их длины силу взаимодействия, которая массе в одну десятимиллионную килограмма сообщает ускорение в 1 м/сек^2.

Количество электричества, величина электрического заряда обозначается буквой q и измеряется в кулонах (*к*) или ампер-секундах (*а-сек*). Кулон — количество электричества, протекающее через поперечное сечение проводника в течение 1 сек. при неизменяющемся токе в 1 *а*.

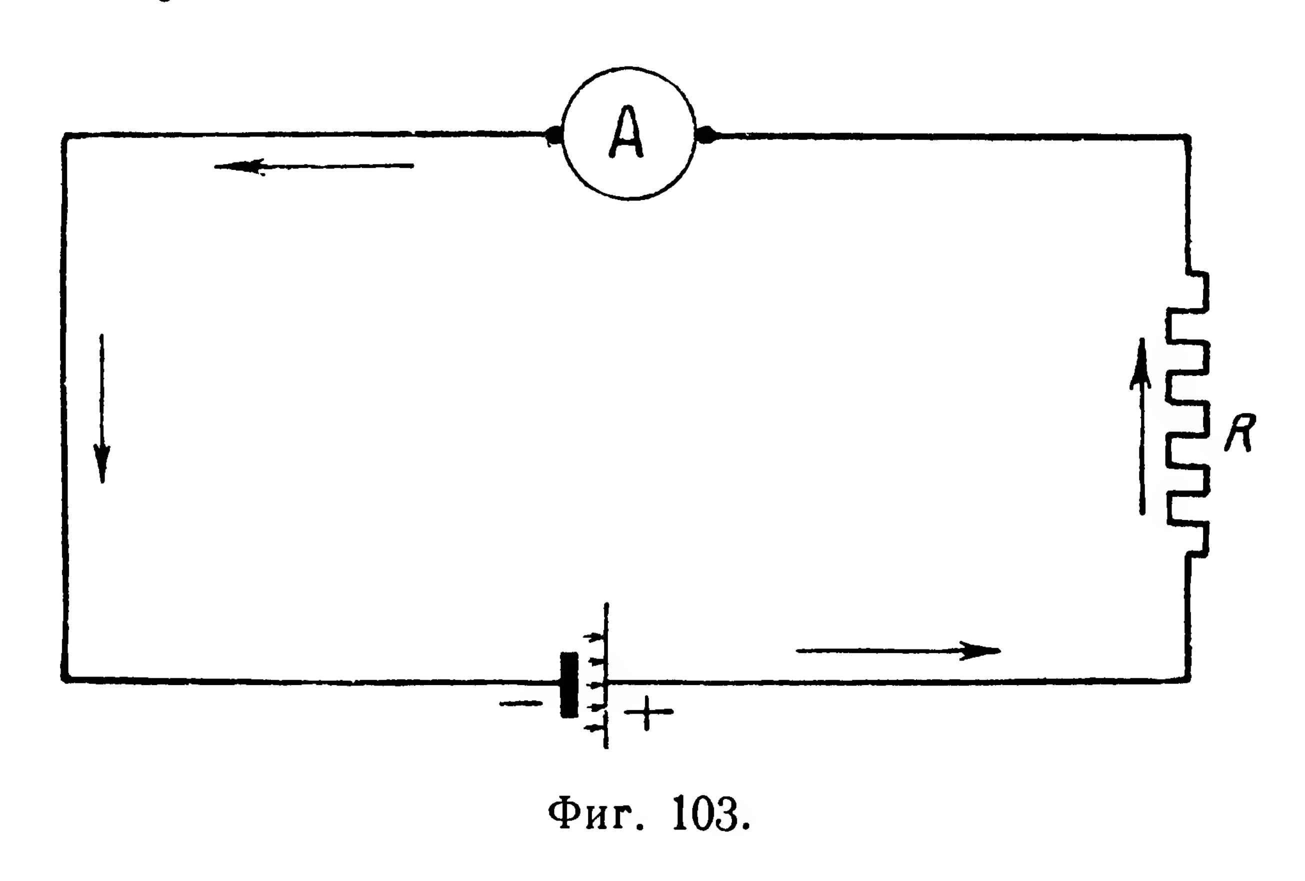
1 кулон = 1 ампер · 1 секунду.

Если какой-либо источник электрической энергии присоединить к внешней цепи (фиг. 103), то в этой цепи возникнет электрический

---

[1] Эта система рекомендована Комитетом по делам мер и измерительных приборов при Совете Министров СССР вместо системы МКSМ, которая была опубликована 18 апреля 1948 г. (Указание № 43/0 от 7/I 1950 г.). Первые три основные единицы в системе МКСА те же, что и в системе МКSМ. В качестве четвертой основной единицы в системе МКSМ была принята единица магнитной проницаемости (*магн*), равная 10^7 магнитной проницаемости пустоты.

ток, который будет направлен от точки с более высоким электрическим потенциалом, называемой *плюсом,* к точке с более низким электрическим потенциалом, именуемой *минусом.* Но при этом электрический ток будет проходить не только по внешней цепи, а и внутри источника тока и, очевидно, там он будет протекать *от минуса к плюсу.*



Фиг. 103.

Причина, которая заставляет электричество течь от точки с меньшим потенциалом к месту с бо́льшим электрическим потенциалом, называется *электродвижущей силой.* Электродвижущая сила (ЭДС) определяется как разность потенциалов на зажимах источника электрической энергии при разомкнутой внешней цепи. *Электродвижущая сила измеряется в вольтах (в).* Обозначается ЭДС при постоянном токе обычно буквой *E,* при переменном — буквой *e.*

Для продвижения электронов в веществе требуется *напряжение* электрического тока. Разность потенциалов между двумя точками электрической цепи при прохождении по ней электрического тока называется *падением напряжения.* Напряжение, падение напряжения и разность потенциалов принято обозначать буквами *U* или *u* — первое обозначение употребляется обычно для постоянного тока, второе — для переменного тока. *Напряжение,* так же как и ЭДС, *измеряется в вольтах.*

Падение напряжения в электрической цепи зависит от ее *сопротивления.* Сопротивление измеряется в омах и обозначается *R* или *r.*

Величина, обратная сопротивлению, называется *проводимостью* и обозначается буквой *g.*

Сопротивление зависит от материала проводника.

Металлы и вообще все вещества, имеющие свободные электроны, являются благоприятной средой для прохождения электрического тока и называются проводниками; вещества, не имеющие свободных электронов и представляющие большое сопротивление электрическому току, называются *непроводниками, диэлектриками* или *изоляторами.*

Наименьшим сопротивлением обладают металлы, являющиеся лучшими проводниками. Сопротивление всех металлов с повышением температуры увеличивается, а с понижением — уменьшается. Сопротивление угля, графита и электролитов (водные растворы щелочей, кислот, солей) при повышении температуры уменьшается, а при понижении — увеличивается. Величина, показывающая изменение одного ома электрического сопротивления вещества при изменении его температуры на 1° С, называется *температурным коэффициентом сопротивления* данного вещества и обозначается буквой α.

Любая электрическая цепь постоянного тока характеризуется приведенными выше тремя основными величинами: электродвижущей силой (или напряжением) E, силой тока I и сопротивлением R, которые связаны между собой известной зависимостью $I=\frac{E}{R+r_i}$ — для полной цепи, где r_i — внутреннее сопротивление источника тока.

Для внешней цепи $I=\frac{U}{R}$, где U — падение напряжения (разность потенциалов).

Электрический ток может быть постоянным и переменным. *Постоянным током* принято называть такой ток, который не меняется со временем ни по величине, ни по направлению.

Переменным током обычно называют такой ток, направление которого меняется периодически, определенное число раз в единицу времени. Переменный ток может быть одно-, двух-, трех- и многофазным. Трехфазным переменным током, в частности, называется система токов, отличающихся друг от друга в своих изменениях (по фазе) на $^1/_3$ периода. Переменный ток, даваемый электрическими генераторами, изменяется по времени по синусоидальному закону. Графическое изображение однофазного переменного тока показано на фиг. 104.

Время полного изменения ЭДС ($0 \rightarrow E_m \rightarrow 0 \rightarrow -E_m \rightarrow 0$) называется *периодом* переменного тока T. Число периодов в одну секунду называется *частотой* (f).

$$f=\frac{1}{T} \text{ пер/сек.}$$

Частота переменного тока зависит от числа полюсов и числа оборотов генератора

$$f=\frac{pn}{60}, \qquad (48)$$

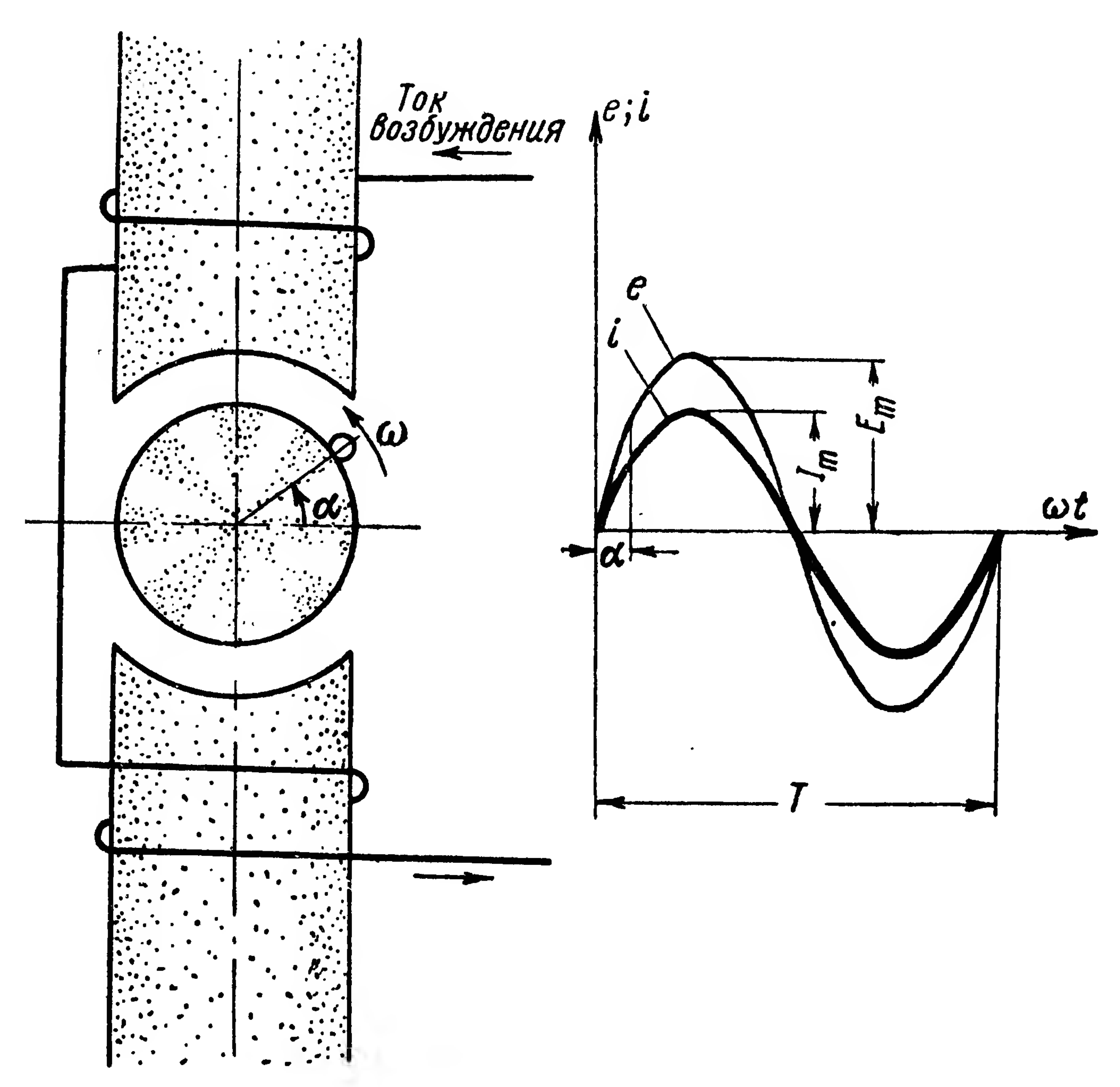
где n — число оборотов генератора в минуту;

p — число пар полюсов генератора.

Величину $\omega=2\pi f=\frac{2\pi}{T}$ называют *угловой* или *круговой* частотой переменного тока. Угол ωt, определяющий мгновенное значение ЭДС (или тока), называется фазой ЭДС (или тока). Под силой, ЭДС и напряжением переменного тока понимают их *действующие* (эффек-

тивные) значения, фактически показываемые электроизмерительными приборами. Для синусоидального переменного тока эти значения в $\sqrt{2}$ раз меньше амплитудных (максимальных) значений тока и напряжения.

При прохождении постоянного тока электрическая цепь оказывает ему только омическое сопротивление. Переменный ток может встретить в цепи, кроме омического (называемого в этом случае активным), еще индуктивное и емкостное (так называемые реактивные) сопротивления. Геометрическая сумма всех этих трех сопротивлений составляет *полное* сопротивление электрической цепи переменному току.



Фиг. 104. Графическое изображение синусоидального переменного тока.

В каждый данный момент $e=E_m \sin \alpha$; $i=I_m \sin \alpha$.
При равномерном вращении $\alpha=\omega t$ и $e=E_m \sin \omega t$; $i=I_m \sin \omega t$.

В цепи, содержащей реактивные сопротивления, падение напряжения не совпадает по фазе с переменным током. Это означает, что в то время как ток проходит через нуль (фиг. 104), напряжение не равно нулю: оно или уже прошло через нуль (опережение по фазе) или пройдет через нуль несколько позже (отставание по фазе). Сдвиг между синусоидами, изображающими ток и напряжение, выраженный в значениях угла ωt, называется углом сдвига фаз и обозначается φ. Таким образом, для полной характеристики цепи переменного тока, кроме величины тока, напряжения и сопротивления, необходимо знать еще угол сдвига фаз между током и напряжением.

Под *работой электрического тока* понимают переход электрической энергии в какой-либо другой вид энергии, например, в механическую, тепловую, световую, химическую и т. д. *Работа электрического тока обозначается буквами A или W и измеряется в ватт-секундах* (*вт-сек*). Ватт-секунда равна механической единице работы — джоулю (*дж*).

Мощностью электрического тока называется работа, совершенная в 1 сек. Мощность принято обозначать буквой *P*. *Измеряется мощность в ваттах. Электрический ток развивает мощность в один ватт, если он ежесекундно совершает работу, равную одному джоулю.*

$$1 \text{ ватт} = \frac{1 \text{ джоуль}}{1 \text{ секунду}}.$$

Для постоянного тока мощность равна произведению тока на напряжение:

$$P = UI \text{ или, поскольку } U = IR, \text{ то } P = I^2R. \qquad (49)$$

При переменном токе под действительной или эффективной мощностью понимают среднее значение мощности за полный период изменения тока.

Для однофазного и трехфазного переменного тока активная мощность соответственно выражается формулами

$$P = UI\cos\varphi \quad \text{и} \quad P = 3UI\cos\varphi, \qquad (50)$$

где U и I — эффективные значения фазовых напряжений и токов;
$\cos\varphi$ — косинус угла сдвига фаз между фазовым напряжением и током. Cos φ принято называть *коэффициентом мощности.*

Кроме активной мощности, для переменного тока различают еще *кажущуюся мощность* и *реактивную мощность*; под первой понимают произведение действующего напряжения на действующую силу тока. Измеряется кажущаяся мощность в вольтамперах (*ва*). Реактивной мощностью называется мощность, идущая на создание магнитных полей в синхронных двигателях и электрических полей в кабелях и конденсаторах. Среднее значение реактивной мощности за период равно нулю.

Магнитным полем называется пространство, в котором проявляется действие магнитных сил. Для графического изображения магнитного поля пользуются магнитными силовыми линиями. Магнитная силовая линия представляет собой такую геометрическую линию, в любой точке которой магнитная сила касательна к ней.

Положительным направлением магнитной силовой линии считается направление, указываемое северным концом магнитной стрелки, помещенной в данном магнитном поле. Магнитное поле характеризуется его напряженностью.

Под *напряженностью магнитного поля* понимают силу, с которой поле воздействует на единицу положительной «магнитной массы», помещенной в данной точке поля. Здесь и в дальнейшем термин «магнитная масса» заключаем в кавычки, так как в действительности

в природе «магнитных масс», как сосредоточения какого-то «магнитного вещества», не существует. Понятие «магнитная масса» является величиной условной, применяемой для удобства расчета.

Напряженность магнитного поля есть величина векторная. Вектор напряженности в любой точке магнитной силовой линии направлен по касательной к ней в сторону ее положительного направления.

Обозначается напряженность буквой H.

В системе МКСА напряженность измеряется в амперах на метр ($a/м$).

Напряженностью в 1 а/м считается напряженность магнитного поля в однородной и изотропной[1] *среде на расстоянии 2 м от бесконечно длинного прямолинейного проводника ничтожно малого сечения, по которому протекает электрический ток в 1 а.*

В практике для измерения напряженности часто пользуются единицей системы CGSM эрстедом:

$$1 \text{ эрстед} = 79{,}6 \ a/м.$$

Если имеется несколько источников магнитных полей (например, несколько контуров, обтекаемых током), то, как показывает опыт, напряженность результирующего магнитного поля, действующего в данной точке, будет равна векторной сумме напряженностей каждого из отдельных полей, создаваемых отдельными источниками.

Если в однородное магнитное поле с напряженностью H поместить одновитковую рамку, по которой протекает ток I (фиг. 105), то механический вращающий момент, действующий на эту рамку, будет равен произведению величины напряженности магнитного поля, тока, площади рамки и косинуса угла α между плоскостью рамки и направлением вектора напряженности поля:

Фиг. 105.

$$M_{вр} = HIS \cos \alpha. \qquad (51)$$

Если H — в $a/м$;
I — в a;
S — в $м^2$,

то вращающий момент $M_{вр}$ будет в ньютонометрах.

Уравнение (51) можно написать в виде

$$\overline{M}_{вр} = \overline{H}\overline{M}_I; \qquad (52)$$

вектор $\overline{M}_I$, численно равный произведению $I \cdot S$ (т. е. тока на площадь контура, им обтекаемого), называется *магнитным моментом тока I*.

---

[1] Изотропной называется среда, физические свойства которой (теплопроводность, электропроводность, упругость и др.) одинаковы по всем направлениям внутри этой среды. Изотропными являются вода, сплавы и др.

Из уравнения (52) видно, что вращающий момент, действующий на виток с током I, находящийся в однородном магнитном поле с напряженностью H, полностью определяется *магнитным моментом тока* и не зависит от формы витка.

Произведение $H \cdot S \cdot \sin\alpha$ называется *потоком напряженности*, пронизывающим рамку. Оно имеет наибольшую величину в том случае, когда плоскость рамки перпендикулярна вектору напряженности ($\alpha = 90°$). Если проследить поведение рамки с током в магнитном поле, то увидим, что рамка всегда стремится повернуться так, чтобы пронизывающий ее поток напряженности стал наибольшим.

Если какое-либо вещество поместить в магнитное поле, то под влиянием последнего оно придет в особое состояние, выражающееся, в частности, в том, что это вещество само создаст свое собственное магнитное поле. Это явление объясняется некоторыми изменениями, которые происходят как в молекулах и атомах вещества, так и в их взаимном расположении. В веществе происходит процесс ориентации элементарных магнитных полей молекулярных токов. То особое состояние, в которое приходит вещество в результате происшедших в нем изменений под влиянием внешнего магнитного поля, называется состоянием *намагничения*.

Способностью намагничиваться в магнитном поле обладают все вещества без исключения, однако в различной степени.

Среднюю напряженность результирующего магнитного поля в веществе, помещенном в магнитное поле, можно представить как сумму:

$$\overline{H}_{р} = \overline{H}_0 + \overline{H}_{вещ}, \qquad (53)$$

где $\overline{H}_0$ — средняя напряженность магнитного поля до помещения в него рассматриваемого вещества;

$\overline{H}_{вещ}$ — средняя суммарная напряженность дополнительного магнитного поля, созданного веществом в результате намагничения;

$\overline{H}_{р}$ — напряженность результирующего магнитного поля в веществе.

Исторически сложилось так, что величину $H_{р}$, представляющую собой среднюю напряженность магнитного поля в какой-либо среде, назвали *магнитной индукцией*. Физически магнитная индукция характеризует степень намагничения среды. Магнитную индукцию принято обозначать буквой B. Так же, как и напряженность, магнитная индукция является величиной векторной.

В системе МКСА магнитная индукция измеряется в вольт-секундах на кв. метр (1 *в-сек/м²*).

Магнитная индукция в 1 в-сек/м² есть такая индукция, при которой магнитный поток через поверхность в 1 м², расположенную в равномерном магнитном поле перпендикулярно к линиям магнитной индукции, равен 1 в-сек.

Из этого определения следует, что магнитную индукцию можно рассматривать как плотность магнитного потока в данной среде. Линией магнитной индукции, упоминаемой в определении, называется геометрическая линия, в любой точке которой вектор магнитной индукции B касателен к ней.

Между магнитной индукцией и напряженностью существует следующая зависимость:

$$B=\mu H, \quad (54)$$

где B — магнитная индукция в *в-сек/м²*;

H — напряженность магнитного поля в *а/м*;

μ — магнитная проницаемость среды в *ом-сек/м*.

В практике часто величину индукции выражают в единицах системы CGSM — гауссах:

$$1 \text{ гаусс} = 10^{-4} \textit{ в-сек/м}^2.$$

В системе МКСА магнитную проницаемость μ выражают в виде двух сомножителей:

$$\mu=\mu_r\mu_0, \quad (55)$$

где μ_r — относительная магнитная проницаемость — величина безразмерная, показывающая, во сколько раз магнитная проницаемость данной среды больше магнитной проницаемости вакуума;

μ_0 — магнитная проницаемость вакуума, имеющая размерность *ом-сек/м* и равная $\frac{1}{10^7}$.

Если расчет ведется в системе CGSM, то μ_0 равно единице и поэтому в формуле опускается.

В зависимости от величины относительной магнитной проницаемости μ_r все вещества делятся на три группы.

Ферромагнитные, у которых μ_r значительно больше единицы. К ним относится железо и его сплавы, никель, кобальт. Магнитная проницаемость этих материалов колеблется от нескольких сот до сотен тысяч. Например, для кобальта $\mu_r=174$, а относительная магнитная проницаемость пермаллоя «С», представляющего собой сплав из 78% никеля, 18% железа, 3% молибдена и 0,5% марганца, равна 115 000.

Парамагнитные, у которых коэффициент μ_r несколько больше единицы. К таким веществам относится воздух, алюминий, олово, платина, марганец и др. В частности, μ_r для воздуха равна 1,00000036, алюминия 1,000023, марганца 1,0037.

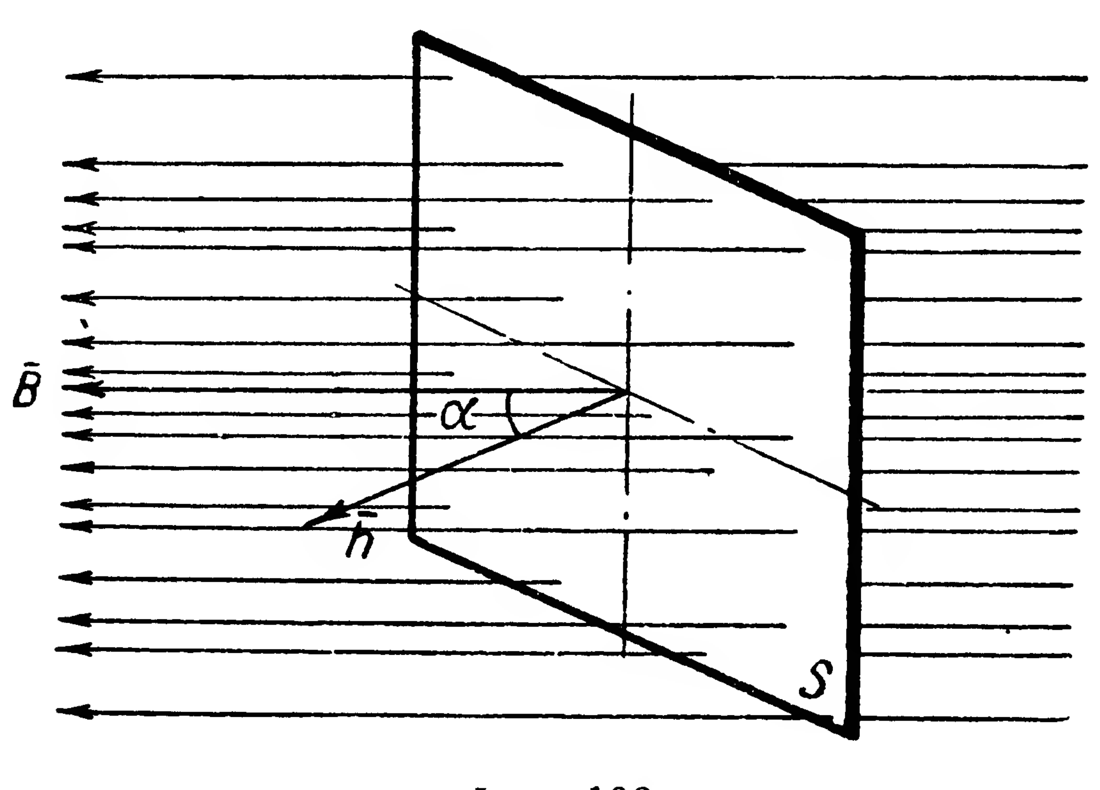
Диамагнитные с магнитной проницаемостью, несколько меньшей единицы. К таким материалам относятся серебро, цинк, медь и др. Например, μ_r для меди равна 0,999991.

Заметим, что μ_r не является величиной постоянной для данного материала и зависит от его состояния и от степени намагничения. С увеличением намагничения вещества значение μ_r понижается.

Вся совокупность линий магнитной индукции B, пронизывающих данную поверхность S (фиг. 106), называется магнитным потоком Φ. Из этого определения следует, что величина магнитного потока выражается формулой

$$\Phi = BS\cos\alpha, \tag{56}$$

где B — величина магнитной индукции в *в-сек/м²*;
S — площадь поверхности, пронизываемой линиями магнитной индукции, в *м²*;
α — угол между вектором индукции и направлением перпендикуляра h к плоскости S;
Φ — магнитный поток в *в-сек.*



Фиг. 106.

Как видно из формулы (56), размерность магнитного потока равна:

$$\frac{в\text{-}сек}{м^2}\, м^2 = в\text{-}сек.$$

Одна в-сек. — это такой магнитный поток, при убывании которого до нуля количество электричества, протекающее через поперечное сечение неразветвленной линейной электрической цепи, сцепленной с этим потоком и имеющей сопротивление в 1 ом, равно 1 кулону.

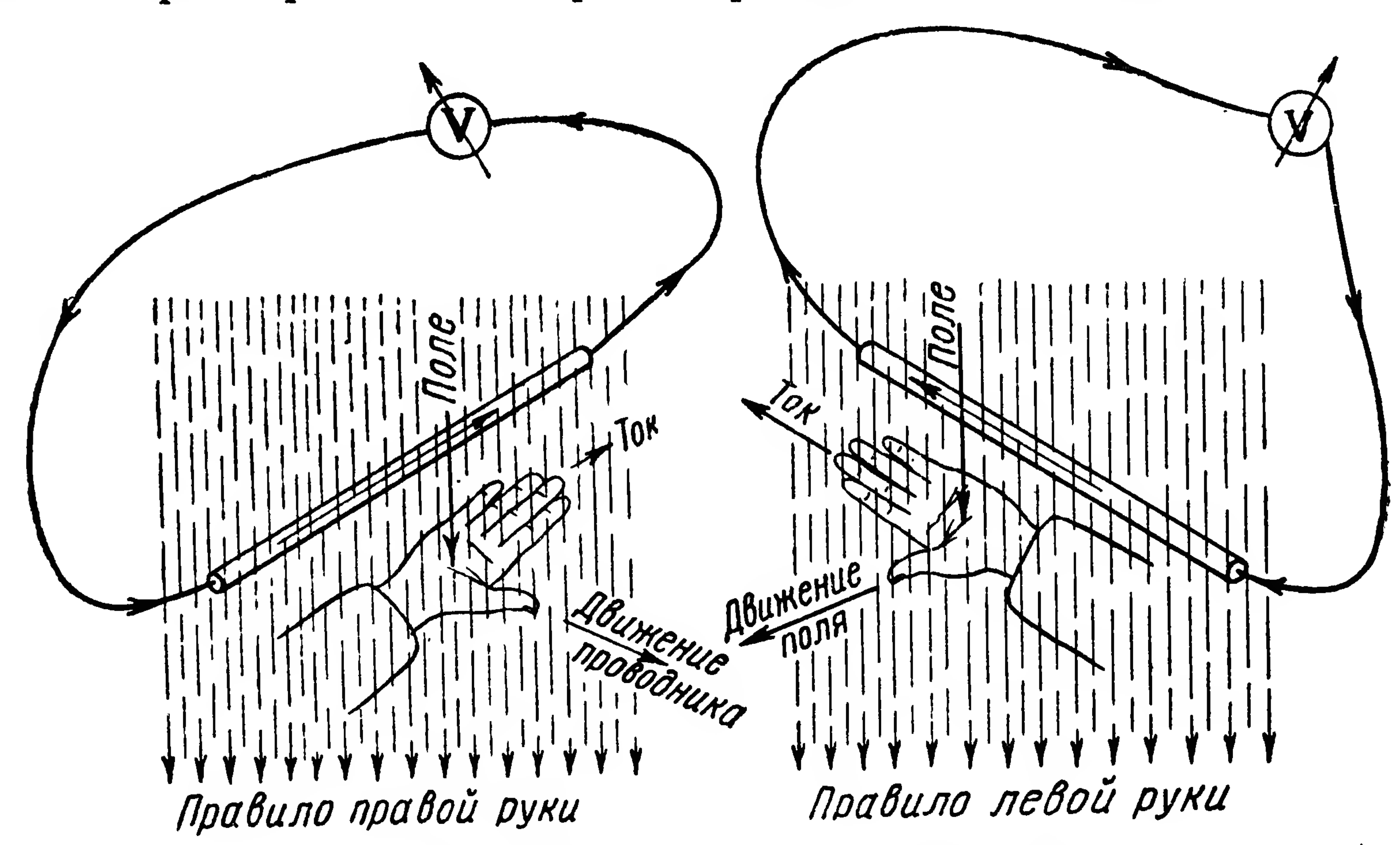
Электромагнитной индукцией называется явление наведения ЭДС в проводнике при пересечении им магнитного поля. Если же оставить проводник неподвижным, а перемещать относительно него магнитное поле, то в проводнике также будет наводиться ЭДС, но в отличие от электромагнитной индукции это явление носит название *самоиндукции* или индуктивности. Сила, которая при этом будет наводиться в проводнике, носит название *ЭДС самоиндукции* или ЭДС индуктивности.

Если рассматриваемый проводник будет частью замкнутой внешней цепи, то под влиянием наведенной в нем ЭДС в цепи возникнет электрический ток, направление которого определяется правилами:

правой руки — для случая движения проводника, левой руки — при движении поля относительно проводника (фиг. 107).

Известно явление образования электромагнитного поля вокруг проводника, по которому протекает электрический ток. Характер этого поля целиком зависит от характера тока, протекающего по проводнику: при переменном или пульсирующем токе и электромагнитное поле будет также переменным или пульсирующим, изменяясь с частотой, равной частоте изменения тока.

Если около проводника, по которому протекает электрический ток, поместить второй проводник, то при переменном или пульсирующем характере тока в первом проводнике во втором проводнике



Фиг. 107. Правило правой и левой руки.

будет наводиться ЭДС. Это явление называется *взаимоиндуктивностью,* а наведенная во втором проводнике ЭДС — *ЭДС взаимоиндуктивности.* Взаимоиндуктивность обозначается обычно буквой M.

В качестве единицы индуктивности и взаимной индуктивности в системе МКСА принят **генри** (*гн*).

Генри — это индуктивность электрической цепи, с которой сцепляется магнитный поток самоиндукции в 1 в-сек при неизменяющемся токе в цепи, равном 1 а.

С другой стороны, *генри — это взаимная индуктивность двух электрических цепей, с одной из которых сцепляется магнитный поток взаимной индукции в 1 в-сек при неизменяющемся токе в другой цепи, равном 1 а.*

§ 12. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ

Электрическим измерительным прибором называется устройство, предназначенное для измерения электрических величин, т. е. устройство, при помощи которого сравнивают измеряемую электрическую величину с единицей измерения. Согласно ОСТ 7656 в понятие электроизмерительный прибор входят измеритель и вспомогательные

части, независимо от того, где они размещены: в общем корпусе с измерителем или вне этого корпуса. Таким образом, например, в авиационный амперметр входит комплект: измеритель и электрический шунт, размещаемый вне корпуса прибора.

Действие электроизмерительных приборов основано на использовании различных проявлений электрического тока. В одних приборах используется явление взаимодействия тока и магнитного поля; в других — нагревание проводника при прохождении через него электрического тока; в третьих — явление взаимодействия электромагнитных полей и т. д.

В зависимости от физического явления, положенного в основу принципа действия прибора, все электроизмерительные приборы подразделяются на несколько систем.

В настоящее время существует десять основных систем электроизмерительных приборов, а именно:

1. *Магнитоэлектрическая* — основанная на взаимодействии тока с магнитным полем постоянного магнита. Приборы этой системы имеют наибольшее по сравнению с приборами других систем распространение для измерений постоянного тока. Магнитоэлектрическими приборами являются амперметры, вольтметры, милливольтамперметры, зеркальные и стрелочные гальванометры (приборы высокой чувствительности, служащие для замера малых сил токов, напряжений и количеств электричества) и логометры — приборы, измеряющие отношение токов.

2. *Электромагнитная,*— в которой используется явление взаимодействия магнитного поля тока с подвижным железным сердечником, находящимся в сфере действия этого поля. Приборы этой системы наиболее просты, дешевы и надежны в эксплуатации, но они не обладают достаточной точностью. Электромагнитные приборы находят весьма широкое применение, главным образом как амперметры и вольтметры для технических измерений переменного тока частотой 40—60 *гц,* а также как фазометры и синхроноскопы.

3. *Электродинамическая и ферродинамическая* (электродинамическая с железом) — основаны на взаимодействии тока с электромагнитным полем. Приборы электродинамической системы имеют ограниченное применение в качестве точных лабораторных амперметров, вольтметров и ваттметров для измерений на переменном токе. Ферродинамические приборы в основном используются в качестве счетчиков электрической энергии и самопишущих приборов.

4. *Тепловая* — использует явление нагревания и изменения геометрических размеров проводника при прохождении через него электрического тока. Приборы этой системы применяются почти исключительно в радиотехнике как технические амперметры и миллиамперметры для измерения токов высокой частоты.

5. *Термоэлектрическая* — основана на явлении возникновения термоэлектродвижущей силы при нагревании измеряемым током спая разнородных металлов. Термоэлектрические приборы применяются в качестве амперметров и миллиамперметров для измерения переменных токов с частотами от 0,3 до 75 мегагерц (причем в диапа-

зоне частот от 6 до 75 мегагерц они могут быть использованы только как индикаторы тока).

6. *Индукционная* система — основана на взаимодействии переменных магнитных потоков с токами, наведенными этими потоками в подвижной части прибора. Индукционные приборы пригодны только для переменного тока, они имеют широкое и основное применение в качестве счетчиков электрической энергии.

7. *Электростатическая* — основана на взаимодействии электростатических зарядов, накапливаемых на электродах подвижной и неподвижной системы прибора. Электростатические приборы применяются только как вольтметры в основном для лабораторных измерений высоких напряжений постоянного и переменного токов.

8. *Вибрационная* — основана на возникновении резонансных механических колебаний металлических пластин под действием переменного магнитного поля, создаваемого измеряемым током. Приборы этой системы используются как частотомеры для измерения частот до 1500—2000 *гц*.

9. *Детекторная* — представляет собой комбинацию меднозакисных или селеновых выпрямителей и магнитоэлектрического измерителя. Эта система была создана в связи с необходимостью приспособить высококачественные магнитоэлектрические приборы для измерения переменных токов низкой и звуковой частоты.

10. *Электронная* — представляет собой комбинацию электронного лампового выпрямителя (и усилителя) с измерителем магнитоэлектрической системы. Электронная система возникла в связи с развитием радиотехники и стремлением использовать ценные свойства магнитоэлектрических приборов для измерения переменных токов звуковой и высокой частоты. Представителем приборов этой системы является катодный вольтметр ВКС-7Б, предназначенный для измерения напряжений переменного тока в диапазоне частот от 30 *гц* до 100 *мегагерц*.

На самолетах и других летательных аппаратах электрические измерительные приборы применяются как для измерения собственно электрических величин (тока, напряжения, электрической мощности), так и для измерения электрическим методом неэлектрических величин (температуры, давления жидкости, механических перемещений и др.). В первом случае измеряемая величина подводится непосредственно к измерителю; во-втором неэлектрическая величина, значение которой нужно измерить, преобразуется сначала в электрическую, которая уже воспринимается указателем.

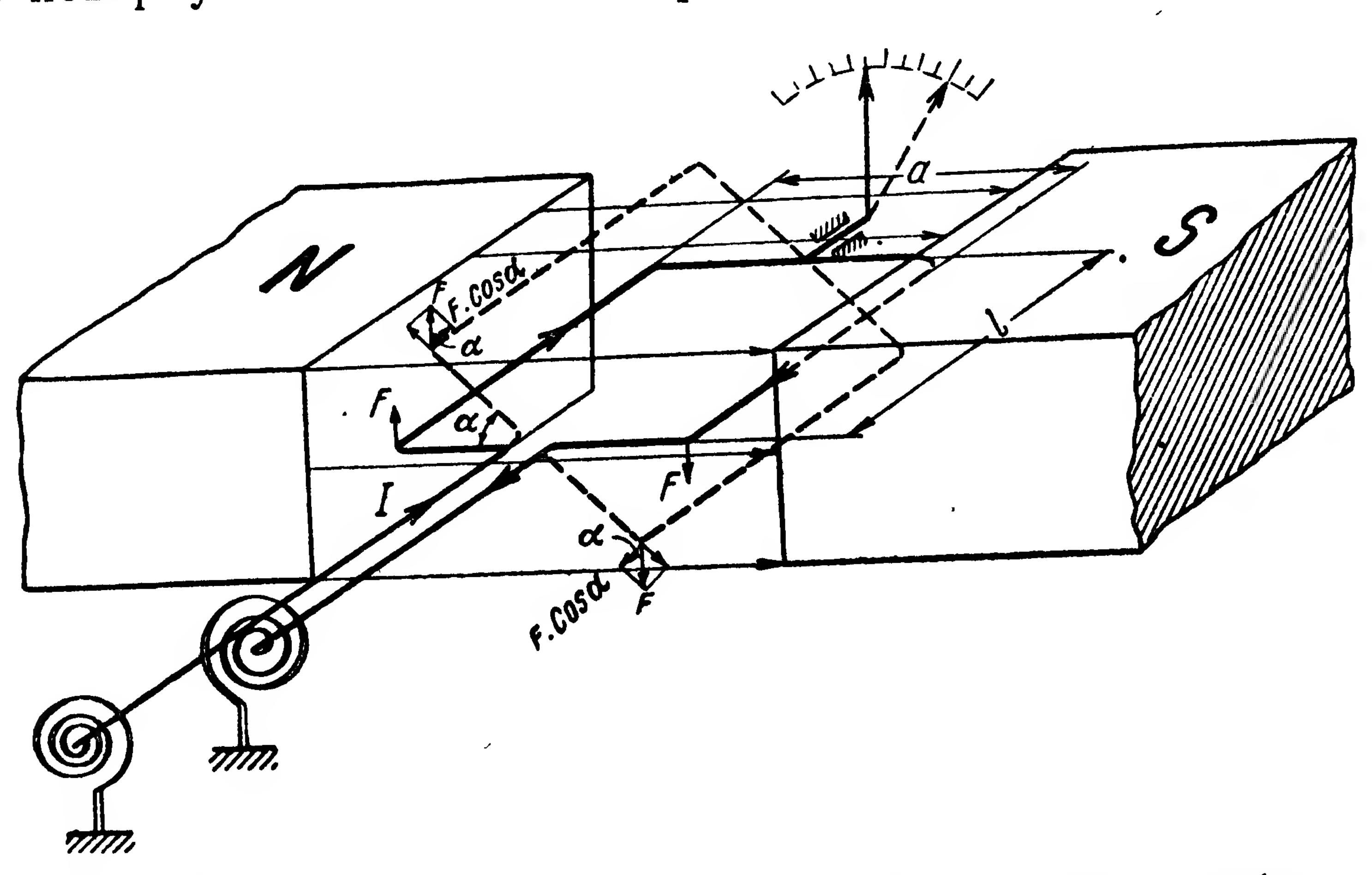
Магнитоэлектрическая система

Принцип действия приборов магнитоэлектрической системы основан на взаимодействии тока, протекающего по подвижной катушке, с магнитным полем постоянного магнита, в сфере действия которого помещена эта катушка.

Существуют также магнитоэлектрические приборы, предназначенные для измерения тока или напряжения и выполненные по обратной схеме: подвижным является магнит, неподвижной — катушка.

Рассмотрим упрощенную схему магнитоэлектрического прибора (фиг. 108). Подвижная катушка, состоящая из одного витка, помещена в однородное прямолинейное магнитное поле, магнитная индукция которого равна B.

При протекании по катушке тока I вокруг проводников катушки возникает магнитное поле, которое, взаимодействуя с полем постоянного магнита, заставит катушку поворачиваться. Применяя правило левой руки, можно установить, что при указанных на фиг. 108 направлениях тока и магнитного потока катушка стремится повернуться по часовой стрелке.



Фиг. 108. Упрощенная схема магнитоэлектрического прибора.

Сила взаимодействия между магнитным полем и током пропорциональна силе тока I, активной длине проводника l и величине магнитной индукции поля B, т. е. на одну из активных сторон катушки будет действовать сила:

$$F = BIl. \tag{57}$$

Если B — в *в-сек/м²*, I — в *а*, l — в *м*, то F будет выражаться в ньютонах.

Активной длиной проводника называется та его часть, которая пересекает магнитные силовые линии.

В рассматриваемом примере торцевые части катушки не будут являться активными проводниками.

На вторую активную сторону катушки будет действовать также сила F, равная по величине первой, но противоположная ей по знаку (так как ток во второй катушке направлен в сторону, обратную направлению тока в первой).

Таким образом, на катушку будет действовать пара сил, которая создаст *вращающий момент*, равный

$$M_{вр} = Fa\cos\alpha, \tag{58}$$

где F — сила, действующая на одну из активных сторон;
a — расстояние между активными сторонами;
α — угол отклонения катушки;

если катушка будет состоять не из одного, а из w витков, то уравнение вращающего момента примет вид

$$M_{вр} = Faw \cos \alpha \tag{59}$$

или, учитывая выражение (57),

$$M_{вр} = BISw \cos \alpha, \tag{60}$$

где $M_{вр}$ — вращающий момент в ньютонометрах[1];
B — магнитная индукция в воздушном зазоре в *в-сек/м²*;
I — ток в *а*;
S — площадь катушки ($S = l \cdot a$) в *м²*;
w — количество витков в катушке;
α — угол между плоскостью катушки и вектором магнитной индукции B.

Для данного прибора B, S и w — величины заранее выбранные и постоянные; таким образом, для данного прибора

$$M_{вр} = k_1 I \cos \alpha, \tag{61}$$

где

$$k_1 = BSw.$$

В качестве устройства, создающего противодействующий момент, в приборах магнитоэлектрической системы применяют обычно плоскую спиральную пружину. Противодействующий момент, создаваемый спиральной пружиной, пропорционален углу закручивания пружины, или, что то же, углу поворота катушки

$$M_{пр} = c \cdot \alpha, \tag{62}$$

где c — постоянная пружины (удельный момент закручивания пружины).

Равновесие наступит, когда вращающий момент станет равным противодействующему:

$$M_{пр} = M_{вр}$$

или, учитывая выражения (61) и (62):

$$c\alpha = k_1 I \cos \alpha$$

или

$$\alpha = k_2 I \cos \alpha, \tag{63}$$

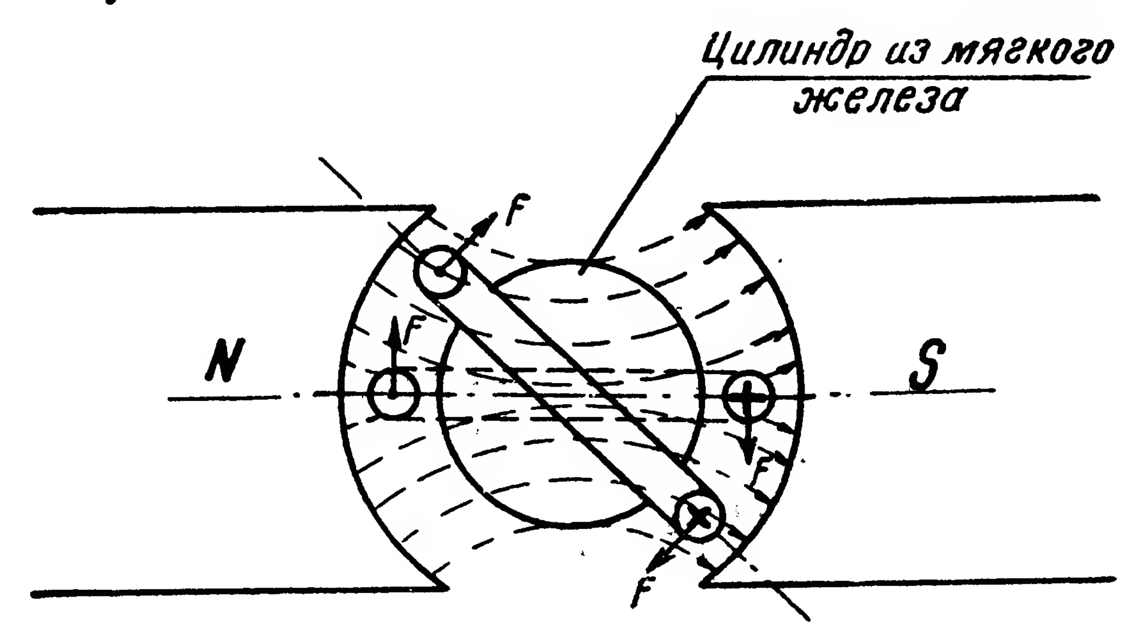
где $k_2 = \frac{k_1}{c}$.

---

[1] В приборах с относительно небольшими вращающими моментами практически измеряют $M_{вр}$ в *гсм*, так как ньютонометры неудобны из-за очень большого значения этой единицы (1 *гсм* = 0,00001 *нм*).

Из уравнения (63) видно, что для получения равномерной шкалы необходимо, чтобы поле, в котором вращается катушка, было не прямолинейным (иначе появляется переменная величина $\cos\alpha$), а радиальным, когда при любом положении катушки $\cos\alpha$ будет равен 1.

Радиальное магнитное поле в воздушном зазоре можно получить, если наконечники полюсов магнита сделать цилиндрической формы и между ними поместить цилиндр из мягкого железа (фиг. 109). В этом случае линии магнитной индукции, выходя из полюсных наконечников перпендикулярно их поверхности, будут стремиться проникнуть в железный цилиндр по кратчайшему пути, а кратчайшим путем является направление по радиусу.



Фиг. 109. Подвижная катушка в радиальном магнитном поле.

При радиальном поле в воздушном зазоре направление силы F в любом положении катушки, не выходящем за пределы радиального поля, будет перпендикулярно плоскости катушки, и выражение (63) примет вид

$$\alpha = k_2 I, \tag{64}$$

т. е. получается прямолинейная зависимость между током I и углом отклонения α. Практически это означает, что *шкала магнитоэлектрического прибора на всем диапазоне будет равномерной.*

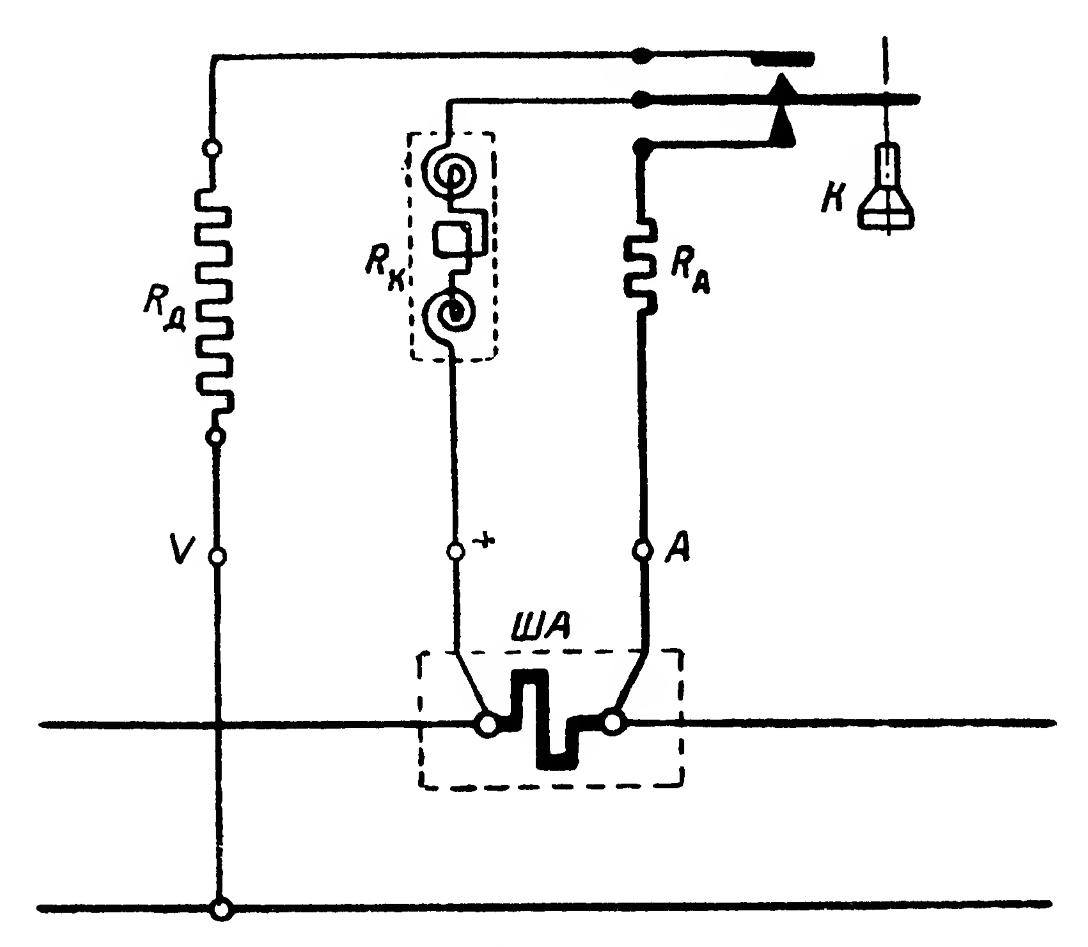
Влияние внешних факторов на работу прибора

Внешние *температурные условия* являются крупнейшим фактором, влияющим на работу приборов магнитоэлектрической системы. Изменение температуры среды, окружающей прибор, оказывает влияние на упругость пружин, создающих противодействующий момент, на величину магнитного потока постоянного магнита, на сопротивление подвижной катушки. Однако характер изменения упругости пружин и магнитного потока таков, что изменение одного как бы компенсирует изменение другого.

В самом деле, при повышении температуры на 1° С упругость пружин, изготовленных из фосфористой бронзы, уменьшится примерно на 0,04%, но в то же время и магнитный поток постоянного

магнита под влиянием повышения температуры на 1° С уменьшится на 0,02—0,03%. Таким образом, уменьшение противодействующего момента почти не скажется на показании прибора, так как уменьшится и вращающий момент [в формуле (61) магнитный поток входит в коэффициент k_1 в виде произведения индукции на площадь рамки — BS].

Таким образом, изменение внешних температурных условий влияет на показания прибора в основном и главным образом вследствие изменения сопротивления обмотки подвижной катушки. Чтобы уменьшить температурную погрешность прибора (полностью устранить ее не удается), поступают следующим образом.



Фиг. 110. Принципиальная схема вольтамперметра ВА-040.

R_A—добавочное (компенсационное) сопротивление цепи амперметра; $R_д$ —добавочное сопротивление цепи вольтметра; $R_к$ — сопротивление подвижной катушки и токоподводящих волосков; *ША*—шунт амперметра; *К*—кнопка переключения прибора с амперметра на вольтметр.

Если прибор используется как вольтметр, то добавочное сопротивление, включаемое последовательно обмотке подвижной катушки, изготовляется из манганина, сопротивление которого практически не изменяется при изменении температуры.

Так как величина добавочного сопротивления выбирается в несколько сот раз больше сопротивления обмотки катушки, то можно сказать, что общее сопротивление прибора с изменением температуры не изменится, т. е. показания вольтметра практически не будут зависеть от температуры.

В качестве примера и доказательства высказанного положения рассмотрим прибор ВА-040 при работе его вольтметром (на схеме фиг. 110 кнопка *К* должна быть нажата).

При температуре +15° С сопротивление $R_к$ катушки и токоподводящих волосков в приборе ВА-040 равно 4,5 *ом,* добавочное

сопротивление $R_д$ (из манганина) равно 3900 *ом*; таким образом, полное сопротивление $R_в$ вольтметра будет равно

$$R_в = R_к + R_д = 4{,}5 + 3900 = 3904{,}5 \text{ ом}.$$

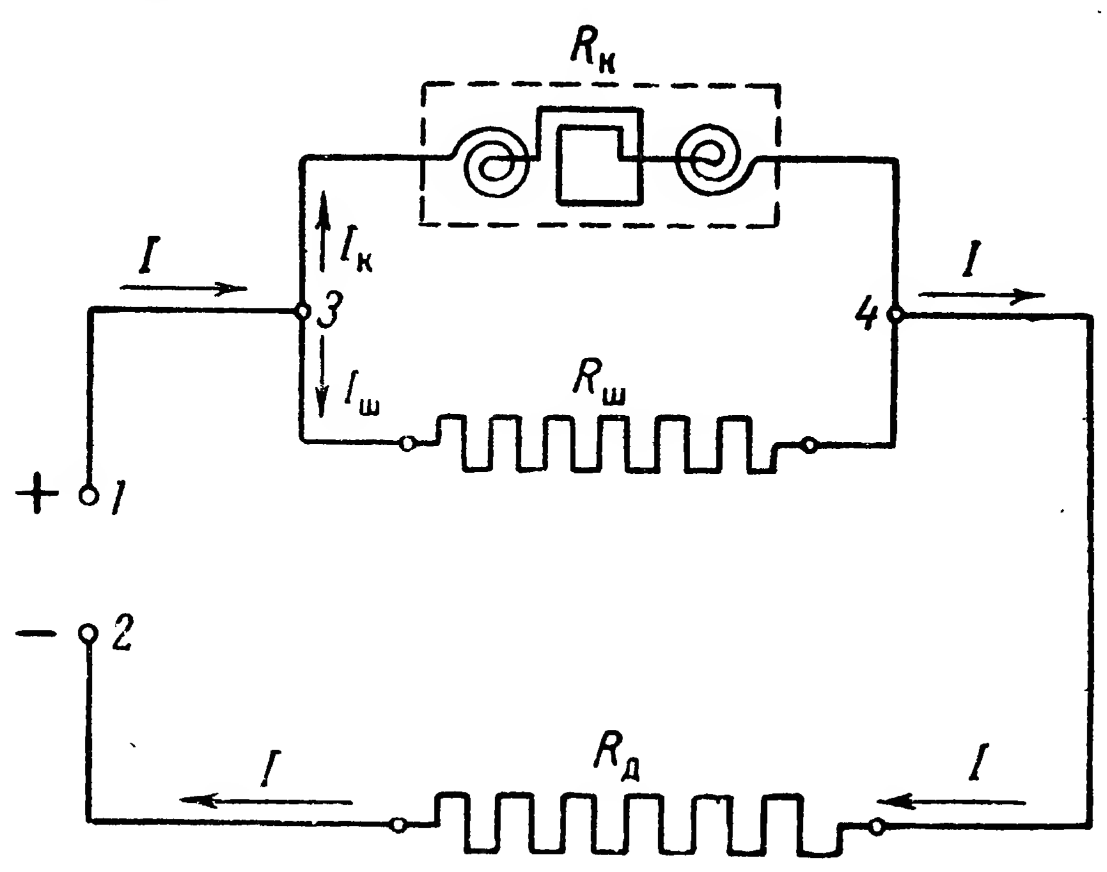
Допустим, что температура изменилась на 20° С; сопротивление обмотки катушки, изменяющееся на 0,445% при изменении температуры на 1° С, при этом изменится на $0{,}445 \cdot 20 = 8{,}9\%$; в то же время добавочное сопротивление, изменяющееся на 0,002% при изменении температуры на 1° С, изменится всего на $0{,}002 \cdot 20 = 0{,}04\%$; общее же сопротивление прибора изменится на

$$\frac{4{,}5 \cdot 8{,}9 + 3900 \cdot 0{,}04}{100} = 1{,}96 \text{ ом},$$

или на

$$\frac{1{,}96}{3904{,}5 \cdot 100} = 0{,}05\%.$$

Таким образом, при изменении температуры на 20° С показания прибора изменятся на 0,05%, что для технического прибора практически означает независимость показаний от температуры.



Фиг. 111. Принципиальная схема температурной компенсации измерителя ТЦТ-9.

$R_к$ —сопротивление подвижной катушки и токоподводящих волосков; $R_ш$ —шунтирующее никелевое сопротивление; $R_д$ — добавочное сопротивление из манганина.

Но не всегда можно осуществить описанную температурную компенсацию при работе прибора по схеме вольтметра. Например, если магнитоэлектрический прибор используется в качестве милливольтметра, то его добавочное сопротивление делается небольшим (всего несколько *ом*), чтобы обеспечить достаточно высокую чувствительность прибора при очень малом замеряемом напряжении.

В таких случаях применяют специальные схемы температурной компенсации. Одна из распространенных схем изображена на фиг. 111; такая схема применяется, в частности, в милливольтметре,

используемом в качестве измерителя авиационного термоэлектрического термометра ТЦТ-9.

Сущность схемы температурной компенсации измерителя ТЦТ-9 заключается в том, что параллельно катушке прибора $R_к$ включено никелевое сопротивление $R_ш$, а последовательно с этими двумя параллельными ветвями включено добавочное сопротивление $R_д$ из манганина.

Принцип действия схемы состоит в том, что при изменении температуры в отдельных участках цепи происходит такое перераспределение токов, которое обеспечивает необходимую точность показаний прибора.

Для лучшего усвоения действия схемы напомним, что температурный коэффициент алюминиевой проволоки, из которой намотана подвижная катушка, равный 0,00423, т. е. меньше, чем никеля (0,00621), а температурный коэффициент манганина равен 0,00002.

Допустим, что температура, окружающая прибор, возросла. Повышение температуры вызовет увеличение общего сопротивления прибора и при постоянном напряжении на зажимах прибора (точки *1*, *2*) приведет к уменьшению общего тока *I*.

Но на отдельных участках цепи повышение температуры скажется по-разному.

1. Величина манганинового сопротивления $R_д$ практически не изменится (точнее — изменится в 200 с лишним раз меньше, чем величина других сопротивлений схемы). Это значит, что в связи с уменьшением тока *I* падение напряжения на этом участке цепи уменьшится, а между точками *3—4* увеличится, поскольку подводимое напряжение осталось неизменным. В приборе произойдет перераспределение относительных падений напряжения на отдельных участках цепи.

2. В параллельных ветвях $R_к$ и $R_ш$ вследствие неодинаковости температурных коэффициентов этих ветвей произойдет перераспределение токов: через сопротивление $R_к$ с меньшим температурным коэффициентом пойдет бóльшая доля тока *I*, чем та, которая проходила до повышения температуры, а через сопротивление $R_ш$ — меньшая доля тока *I*.

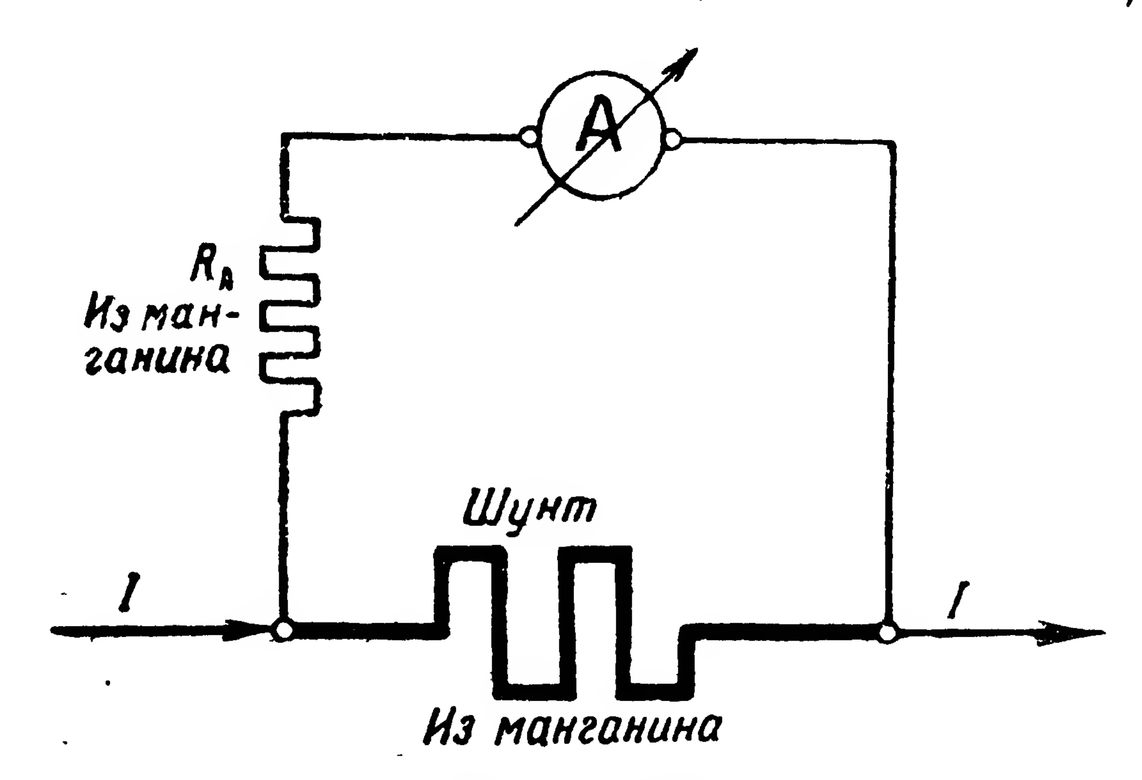
Таким образом, учитывая увеличение падения напряжения между точками *3—4* соответствующим подбором сопротивлений $R_к$, $R_ш$ и $R_д$, можно достигнуть изменения тока $I_к$ и, следовательно, изменения показаний прибора при изменении температуры в пределах допустимой погрешности.

В приборе ТЦТ-9 температурная погрешность измерителя в рабочей части шкалы не превышает 0,06% номинального значения шкалы на каждый градус изменения температуры воздуха, окружающего прибор.

Если магнитоэлектрический прибор используется как амперметр, то внутреннее сопротивление его делается небольшим, и для расширения пределов измерения применяют шунты. При наличии шунта прибор работает как милливольтметр, измеряющий падение напряжения в известном постоянном сопротивлении шунта (фиг. 112).

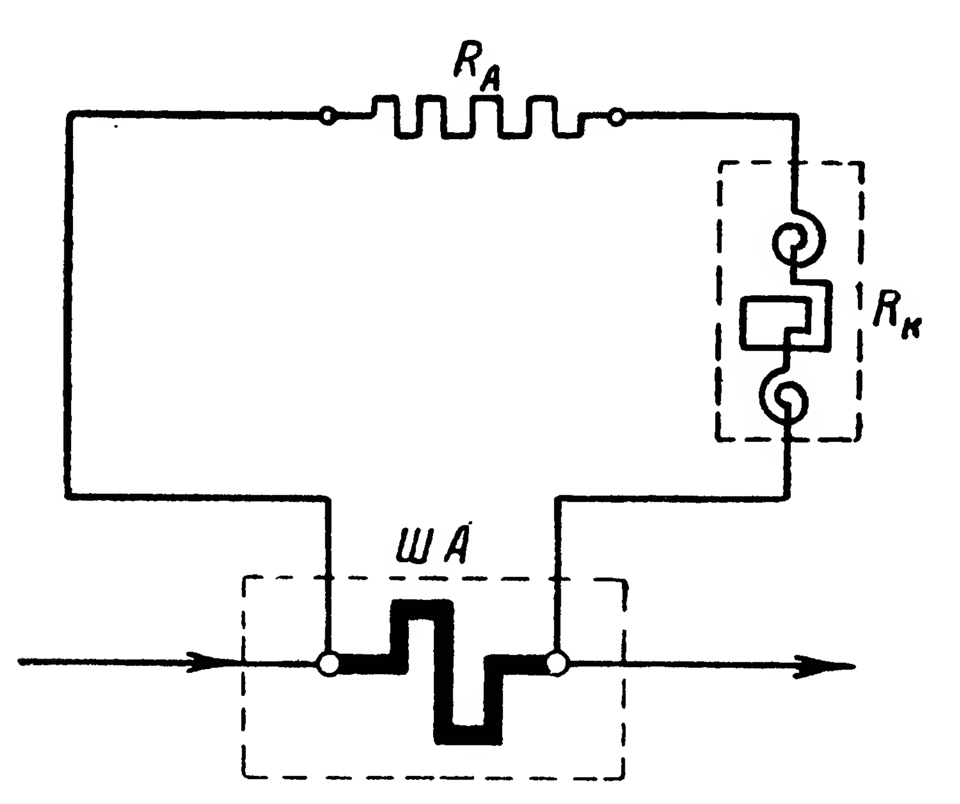
Для правильных показаний шунтированного прибора необходимо, чтобы сопротивления параллельных ветвей были постоянными, т. е. не изменяющимися с температурой.

Шунты изготовляются из материалов с малым температурным коэффициентом (манганин, константан), следовательно, температур-



Фиг. 112. Схема температурной компенсации амперметров магнитоэлектрической системы второго класса.

ная погрешность прибора будет зависеть от того, насколько будет изменяться сопротивление ветви измерителя при изменении температуры. Поэтому для уменьшения влияния температуры на показания прибора последовательно с катушкой включают добавочное сопротивление с малым температурным коэффициентом (R_A на фиг. 110). В результате общий температурный коэффициент цепи измерителя и, следовательно, температурная погрешность прибора уменьшаются.



Фиг. 113. Схема амперметра А-040.

R_A—добавочное (компенсационное) сопротивление из манганина; $R_К$—сопротивление подвижной катушки и токоподводящих волосков; *ША*—шунт амперметра.

Для примера обратимся к рассмотренному выше вольтамперметру ВА-040 при работе его амперметром (на схеме фиг. 110 кнопка *К* не должна быть нажата). Схема амперметра показана на фиг. 113.

Без специальной температурной компенсации прибор имел бы температурную погрешность порядка 0,4% при изменении температуры на 1° С (на эту величину меняется сопротивление $R_к$). Такая погрешность, конечно, недопустимо велика. Чтобы уменьшить температурную погрешность, последовательно с подвижной катуш-

кой включено добавочное сопротивление из манганина. Величина сопротивления R_A (5—4,5 *ом*) несколько больше сопротивления $R_к$ (4,5 *ом*).

Нетрудно установить, что в данном случае изменение сопротивления ветви измерителя будет в два с лишним раза меньше, чем если бы эта ветвь состояла только из медного сопротивления $R_к$.

В самом деле, сопротивление ветви измерителя при изменении температуры на $t°$ С изменится на величину

$$R_{изм}\alpha_{изм}t,$$

где $\alpha_{изм}$ — температурный коэффициент ветви измерителя; поскольку цепь последовательная, это изменение будет равно сумме изменений сопротивлений отдельных участков, т. е.

$$R_{изм}\alpha_{изм}t = R_A\alpha_A t + R_к\alpha_к t;$$

преобразуя, получим

$$\alpha_{изм} = \frac{R_A\alpha_A + R_к\alpha_к}{R_{изм}}.$$

Учитывая, что $R_{изм} = R_A + R_к$, получим окончательное выражение для температурного коэффициента ветви измерителя

$$\alpha_{изм} = \frac{R_A\alpha_A + R_к\alpha_к}{R_A + R_к}; \quad (65)$$

Магнитная система прибора

Термомагнитный шунт

Фиг. 114. Выполнение магнитного шунта у магнитоэлектрических приборов в виде пластинки.

подставим цифровые значения из нашего примера, тогда

$$\alpha_{изм} = \frac{4,5 \cdot 0,00445 + 5,25 \cdot 0,00002}{4,5 + 5,25} = 0,00205.$$

Таким образом, включением дополнительного сопротивления R_A из манганина удается снизить температурную погрешность прибора с 0,45% до 0,2% при изменении температуры на 1° С, т. е. больше чем в два раза.

Кроме описанных способов, для магнитоэлектрических приборов применяется также температурная компенсация посредством термомагнитного шунта (фиг. 114). Параллельно основной магнитной цепи в непосредственном соприкосновении с ней ставится магнитопровод из материала с отрицательным температурным коэффициентом магнитной проницаемости (обычно из медноникелевого сплава).

При нормальной температуре некоторая часть магнитного потока постоянного магнита замыкается через термомагнитный шунт и не участвует в создании вращающего момента. При повышении температуры магнитная проницаемость шунта сильно уменьшается, основной поток увеличивается, что компенсирует уменьшение вра-

щающего момента вследствие увеличения сопротивления обмотки катушки. Наоборот, при понижении температуры повышается значение магнитной проницаемости термомагнитного шунта, основной поток шунтируется больше, чем при нормальной температуре, и тем самым компенсируется увеличение вращающегося момента, возможное вследствие уменьшения сопротивления обмотки подвижной катушки.

На показания магнитоэлектрического прибора могут оказывать влияние также *внешние магнитные поля* (увеличивая или уменьшая основной магнитный поток). Однако практически это влияние весьма незначительно ввиду огромной плотности собственного поля прибора по сравнению с плотностью внешних магнитных полей. Кроме того, авиационные приборы магнитоэлектрической системы для лучшей защиты от внешних магнитных полей экранируются металлическим (обычно железным) корпусом, а на лицевой стороне прибора ставится специальный магнитный экран. Такая всесторонняя экранировка авиационных приборов магнитоэлектрической системы обусловливается также необходимостью избежать влияния сильных магнитных полей этих приборов на показания других приборов, особенно на показания магнитных компасов.

Влияние вибрации, которая могла бы вызвать значительные колебания стрелки и затруднить отсчет, на магнитоэлектрические приборы незначительно, благодаря тому что приборы этой системы обладают сравнительно большим вращающим моментом, который достаточно хорошо удерживает подвижную систему от колебаний.

Достоинства, недостатки и область применения

Электроизмерительные приборы магнитоэлектрической системы отличаются следующими достоинствами:

1. *Шкала* на всем диапазоне измерения *равномерна.*

2. *Большая чувствительность.* Применяя для магнитов специальные высококоэрцитивные ферромагнитные сплавы с большой магнитной индукцией, можно достичь необходимых вращающих моментов даже при очень малых токах и малых габаритах постоянных магнитов. В настоящее время существуют стрелочные приборы магнитоэлектрической системы, которыми удается замерять токи до 1 *мка* и напряжения до 1 *мкв.*

3. *Высокая точность*, обусловленная большой чувствительностью и сравнительной легкостью компенсации возможных погрешностей.

4. *Простота расширения пределов измерения.* Применяя набор выверенных добавочных сопротивлений и шунтов, легко создать многошкальный прибор. Расчет этих сопротивлений и шунтов довольно прост (см. ниже § 14).

5. *Быстрое успокоение,* благодаря тому что рамка, на которую наматывается подвижная катушка, делается из алюминия; при колебании рамки в ней индуктируются вихревые токи, которые, взаимодействуя с полем магнита, создают тормозящий момент, успокаивающий колебание подвижной системы.

6. *Очень малое влияние внешних магнитных полей.*

7. *Незначительное влияние температуры* и сравнительная простота компенсации температурной погрешности.

8. *Малая потребляемая мощность,* обусловленная небольшими токами, потребными для работы прибора.

Магнитоэлектрические приборы находят широкое применение в электроизмерительной технике в качестве лабораторных и образцовых вольтметров и амперметров и в качестве технических приборов в тех случаях, когда при измерении тока или напряжения в цепях постоянного тока требуются повышенная точность и чувствительность. Кроме того, магнитоэлектрические приборы находят значительное применение в качестве основных элементов приборов термоэлектрической, детекторной и электронной систем.

Из авиационных приборов на принципе магнитоэлектрической системы построены амперметры, вольтметры, а также указатели (измерители) ряда приборов, применяемых для измерения электрическим методом неэлектрических величин.

Основным недостатком приборов магнитоэлектрической системы является то, что они пригодны только для постоянного тока и совершенно непригодны для переменного.

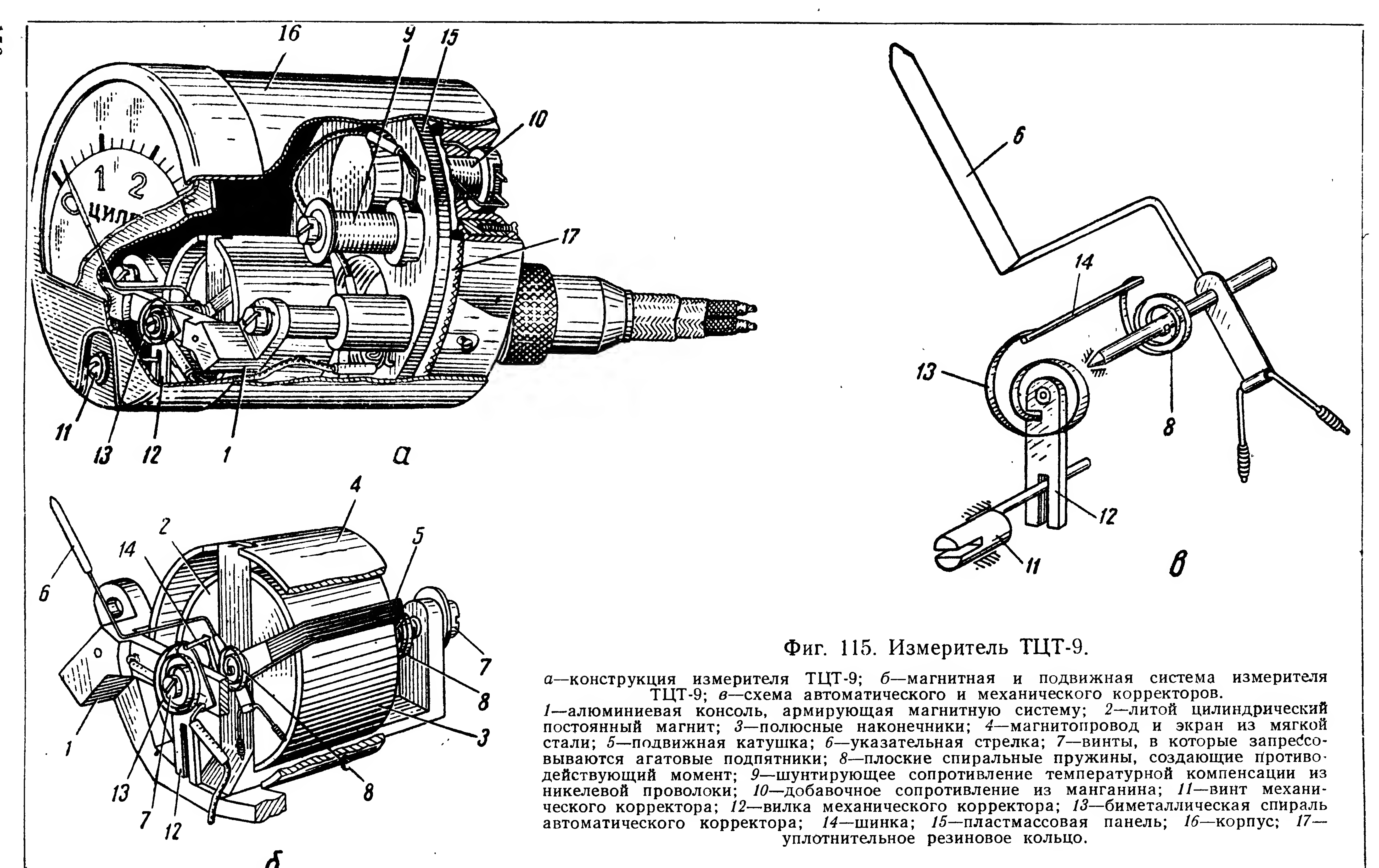
Как видно из упрощенной схемы прибора (см. фиг. 108), если изменить направление тока в катушке, то изменится и направление вращающего момента, т. е. катушка будет стремиться отклониться в сторону, противоположную первоначальному направлению отклонения. Если изменение направления тока будет совершаться с частотой 40—50 *гц* или больше, то вследствие инерции подвижная система не успеет реагировать на изменение тока и останется неподвижной или при малых частотах будет совершать незначительные колебания около нулевого положения.

Другим не менее существенным недостатком приборов магнитоэлектрической системы является их относительно высокая стоимость.

Один из авиационных приборов магнитоэлектрической системы — измеритель термоэлектрического термометра ТЦТ-9 — показан на фиг. 115.

Неподвижная система измерителя ТЦТ-9 состоит из алюминиевой консоли *1,* отлитой как одно целое с литым цилиндрическим магнитом *2* с плотно насаженными на него полюсными наконечниками *3,* выполненными в виде двух полуколец из мягкой стали. С некоторым зазором магнит охватывается кольцом *4* из мягкой стали, которое крепится на консоли винтами. Кольцо *4,* являясь частью магнитопровода, служит для создания сильного, равномерного, радиального поля в воздушном зазоре вокруг магнита. Кроме того, кольцо *4* выполняет роль магнитного экрана. Неподвижная система крепится к пластмассовой панели посредством стоек, запрессованных в панель.

Подвижная система состоит из катушки *5* с жестко укрепленной на ней стрелкой *6*. Активные стороны катушки помещаются в воздушном зазоре между полюсами постоянного магнита и наружным кольцом *4*. Кернами своих полуосей катушка опирается на агатовые подпятники, запрессованные в винты *7,* посредством которых можно



Фиг. 115. Измеритель ТЦТ-9.

а—конструкция измерителя ТЦТ-9; *б*—магнитная и подвижная система измерителя ТЦТ-9; *в*—схема автоматического и механического корректоров.

1—алюминиевая консоль, армирующая магнитную систему; *2*—литой цилиндрический постоянный магнит; *3*—полюсные наконечники; *4*—магнитопровод и экран из мягкой стали; *5*—подвижная катушка; *6*—указательная стрелка; *7*—винты, в которые запрессовываются агатовые подпятники; *8*—плоские спиральные пружины, создающие противодействующий момент; *9*—шунтирующее сопротивление температурной компенсации из никелевой проволоки; *10*—добавочное сопротивление из манганина; *11*—винт механического корректора; *12*—вилка механического корректора; *13*—биметаллическая спираль автоматического корректора; *14*—шинка; *15*—пластмассовая панель; *16*—корпус; *17*—уплотнительное резиновое кольцо.

регулировать осевой люфт и продольное смещение катушки относительно магнита.

Противодействующий момент создается двумя плоскими спиральными пружинами *8*, которые используются также для подвода тока к катушке.

Измеритель ТЦТ-9 представляет собой милливольтметр магнитоэлектрической системы, и для температурной компенсации его погрешностей, которые могут возникнуть от изменения сопротивления обмотки катушки, применена специальная схема, показанная на фиг. 111. Конструктивно шунтирующее сопротивление и добавочное сопротивление выполнены в виде катушек *9* и *10* (фиг. 115,*а*).

Для внесения поправок в показания прибора предусмотрены механический и автоматический корректоры (фиг. 115,*в*). Механическая коррекция, служащая для установки стрелки прибора на нуль шкалы, осуществляется поворотом винта *11*. Поводок винта отклоняет вилку корректора *12* с укрепленной на нем биметаллической спиралью *13*, которая соединена с пружиной жесткой шинкой *14*. Таким образом, при повороте винта *11* перемещается точка закрепления одной из пружин *8* и тем самым подвижная система прибора поворачивается на некоторый угол.

Автоматическая коррекция выполняется биметаллической спиралью. Назначение и работа ее рассмотрены в § 20.

Шкала прибора, которая крепится на передней части консоли *1* двумя винтами, окрашена в черный цвет и оцифрована от 0 до 300° С через 100° С. Цена деления шкалы 20° С.

Для подключения к измерителю компенсационных проводов в панель с задней стороны запрессована двухштырьковая вилка.

Собранный на панели *15* измеритель установлен в цилиндрический металлический корпус *16* диаметром 80 *мм*; корпус с лицевой стороны герметически закрывается стеклом, а с задней стороны — крышкой. Для обеспечения брызгонепроницаемости корпуса измерителя в месте стыка крышки с буртиком панели проложено резиновое кольцо *17*.

Электромагнитная система

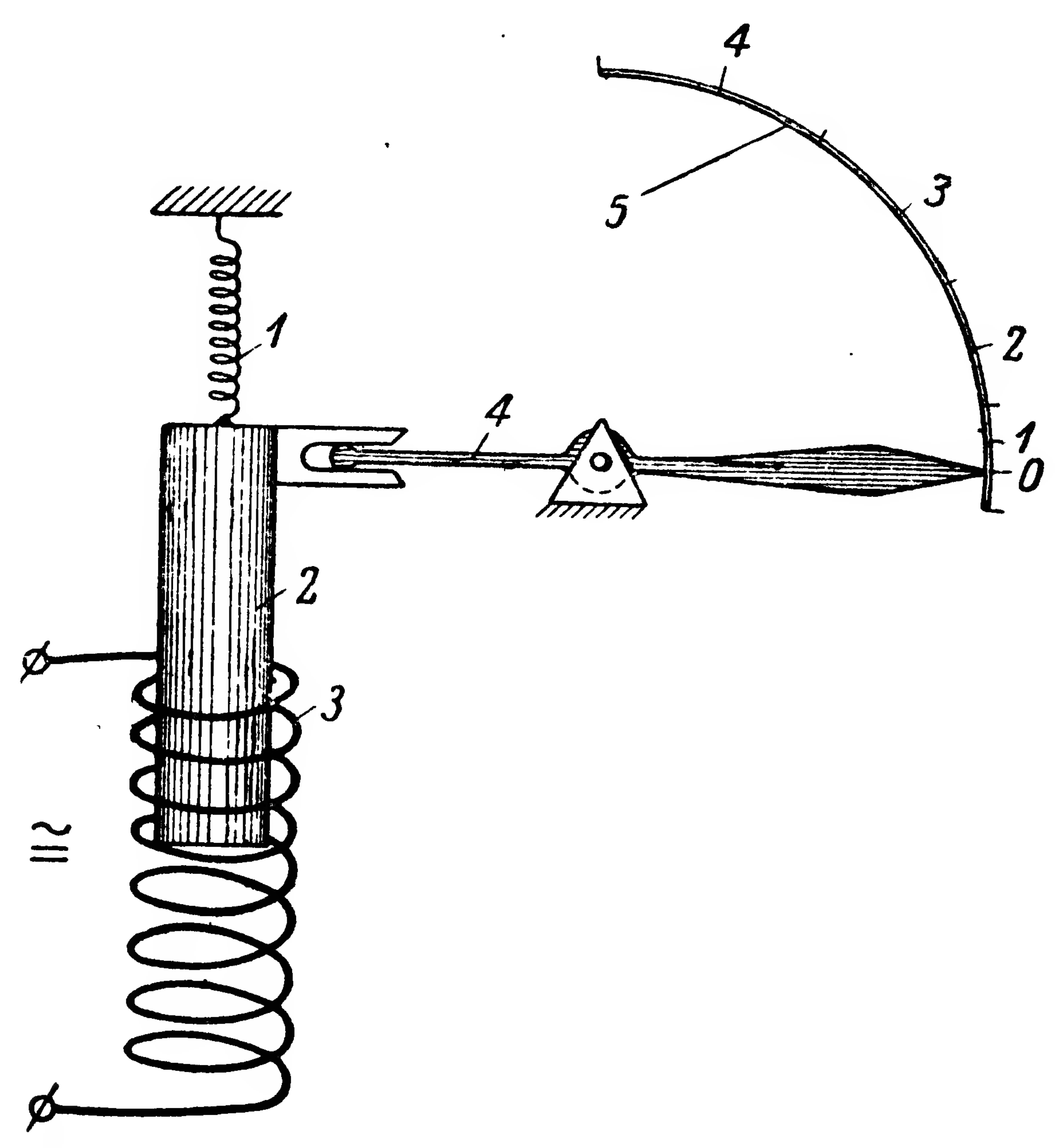
В основе устройства приборов электромагнитной системы лежит взаимодействие магнитного поля, создаваемого измеряемым током, с железным сердечником, помещенным в это поле и представляющим собой подвижную часть прибора.

Честь разработки и создания первых приборов электромагнитной системы принадлежит выдающемуся русскому электротехнику второй половины XIX века М. О. Доливо-Добровольскому, автору ряда крупнейших открытий и изобретений в области переменных токов.

Для уяснения принципа действия приборов этой системы рассмотрим предложенную М. О. Доливо-Добровольским схему, по которой были построены первые электромагнитные измерительные приборы (фиг. 116).

На цилиндрической пружине 1 подвешен сердечник 2 из мягкого железа. Свободным концом сердечник входит в соленоид 3. Верхний конец сердечника шарнирно связан со стрелкой 4 так, что всякое изменение положения сердечника по вертикали можно наблюдать по шкале 5.

Если по соленоиду не протекает электрический ток, то сердечник будет находиться в состоянии покоя и стрелка займет положение, соответствующее нулевой отметке на шкале.



Фиг. 116. Элементарная схема электромагнитного прибора.

1—цилиндрическая пружина; 2—сердечник; 3—соленоид; 4—стрелка; 5—шкала.

При протекании по обмотке соленоида электрического тока внутри него (и вне его,— но это нас не интересует сейчас) возникнет магнитное поле. Под действием этого магнитного поля железный сердечник расположится так, чтобы его пересекло возможно большее число магнитных линий.

Железный сердечник будет втягиваться тем сильнее, чем больше напряженность магнитного поля в соленоиде и чем больше намагниченность самого сердечника.

Экспериментально установлено, а затем доказано и теоретически, что напряженность магнитного поля внутри соленоида пропорциональна току, протекающему по обмотке, и (если длина соленоида значительно больше его диаметра) равна

$$H = \frac{4\pi w I}{l_c}, \quad \text{или} \quad H = k_1 I, \tag{66}$$

где H — напряженность магнитного поля в *а/м*;

I — сила тока, протекающего по соленоиду, в *а*;

w — число витков соленоида;

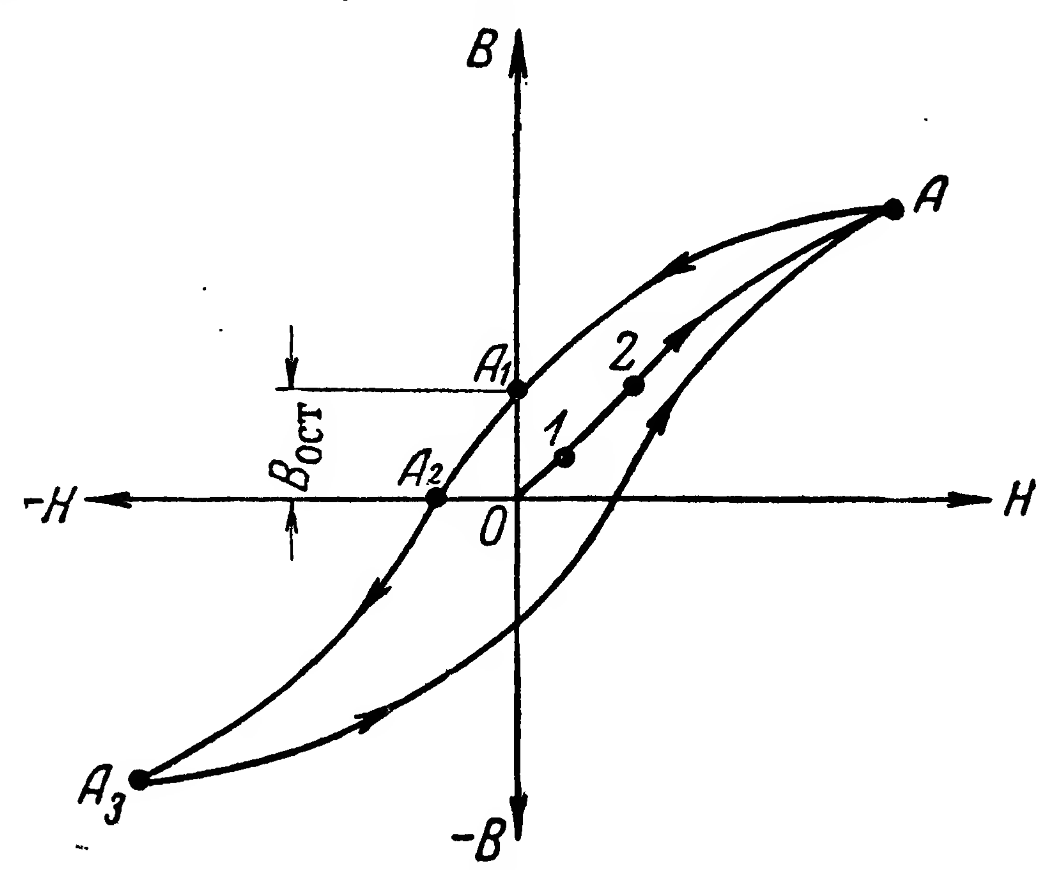
π — 3,14;

l_c — длина соленоида в *м*;

k_1 — постоянная соленоида, равная $\frac{4\pi w}{l_c}$.

Степень намагниченности железа характеризуется величиной магнитной индукции в нем.

Чтобы выяснить зависимость между намагниченностью сердечника и измеряемым током, рассмотрим кривую *OA* намагничения железа По фиг. 117 видно, что магнитная индукция в железе будет



Фиг. 117. Кривая намагничения железа.

тем больше, чем больше напряженность магнитного поля, в котором расположен сердечник. На отдельном участке кривой (например, между точками *1* и *2*) эта зависимость почти прямолинейная. Но, как уже указывалось, напряженность магнитного поля соленоида прямо пропорциональна току,— следовательно, магнитная индукция в сердечнике также прямо пропорциональна измеряемому току.

Таким образом, сила, которая стремится втянуть сердечник в соленоид, пропорциональна квадрату тока, протекающего через обмотку соленоида:

$$F_{эл} = k_2 I^2, \tag{67}$$

где k_2 — коэффициент пропорциональности.

Сила противодействия пружины *1* (фиг. 116) увеличивается прямо пропорционально перемещению сердечника в соленоиде:

$$F_{пр} = cl, \tag{68}$$

где l — перемещение сердечника;

c — удельная упругость (жесткость) пружины.

Равновесие наступит при

$$F_{пр}=F_{эл}$$

или, подставляя значение $F_{пр}$ и $F_{эл}$ из (67) и (68), получим

$$cl=k_2 I^2;$$

отсюда

$$l=kI^2,$$

где

$$k=\frac{k_2}{c}. \qquad (69)$$

Таким образом, в приборах электромагнитной системы перемещение подвижной системы пропорционально квадрату измеряемого тока, т. е. шкала прибора квадратичная. Это означает, что если при токе в 1 *а* стрелка переместится на 1 *мм*, то при токе 2 *а* она переместится уже на 4 *мм*, а при токе 3 *а* — на 9 *мм* и т. д.

Формула (69) не совсем точна, и в действительности в реальных приборах строго квадратичной зависимости между измеряемым током и перемещением сердечника нет, так как:

во-первых, магнитное поле соленоида довольно сильно искажается по мере перемещения в нем железного сердечника, т. е. напряженность поля не прямо пропорциональна току;

во-вторых, намагничение железа тоже не прямо пропорционально току (см. фиг. 117).

Более точная формула, выведенная из рассмотрения энергии соленоида, имеет вид

$$l=kI^2\frac{dL}{dl}, \qquad (70)$$

где L — индуктивность соленоида;

$\frac{dL}{dl}$ — изменение индуктивности по мере перемещения сердечника;

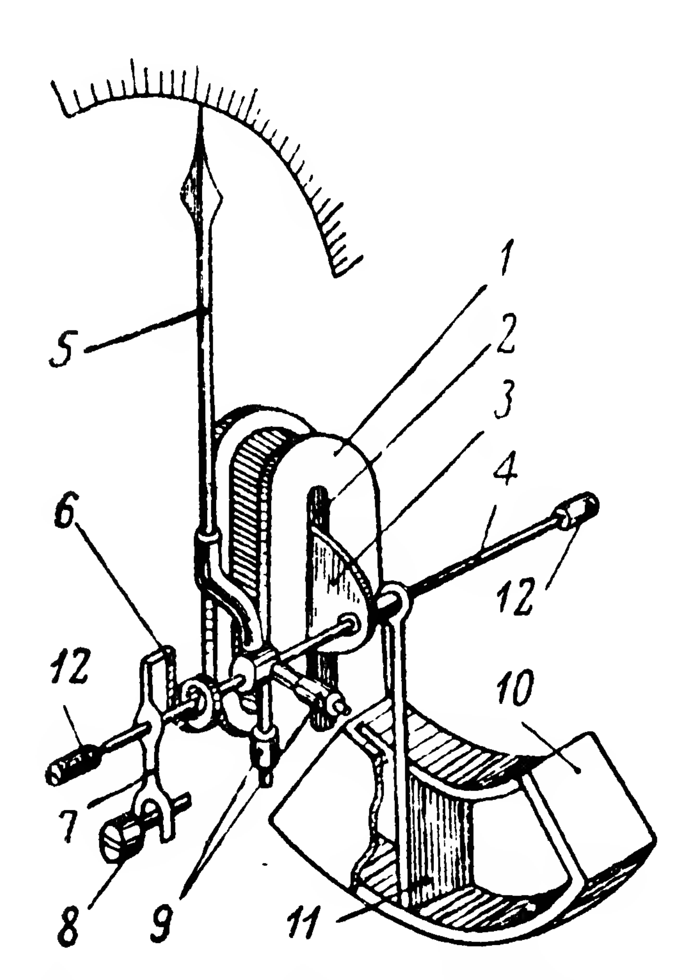
k — коэффициент пропорциональности.

Однако от множителя $\frac{dL}{dl}$, которым формула (70) отличается от формулы (69), можно избавиться подбором особой формы сердечника, что практически и делают, получая в результате квадратичную шкалу прибора.

Современные электромагнитные приборы строятся по другим схемам, из которых наибольшее распространение получили две: 1) схема прибора с плоской катушкой и 2) схема прибора с круглой катушкой.

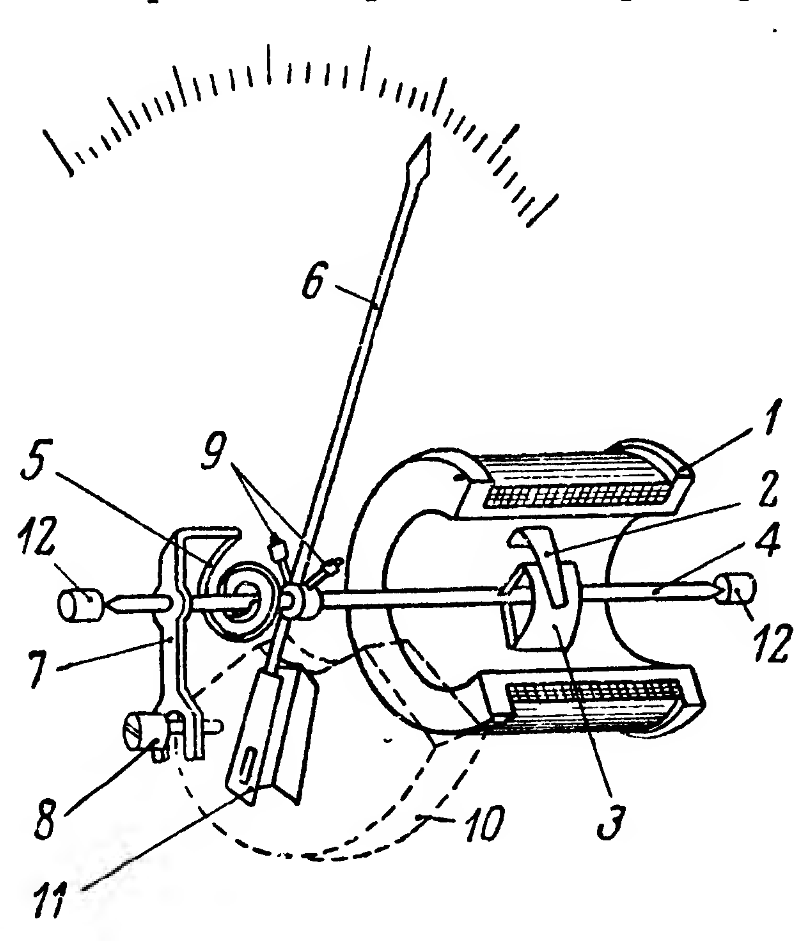
Принцип действия прибора с плоской катушкой (фиг. 118) совершенно аналогичен принципу действия прибора, рассмотренного выше (см. фиг. 116). Измеряемый ток проходит по обмотке катушки *1*, внутри которой сделана узкая плоская щель *2*; в этой щели может перемещаться железный сердечник *3* особой формы. Сердечник эксцентрично закреплен на оси *4*, связанной со стрелкой *5* и спиральной пружиной *6*, создающей противодействующий момент.

Под действием магнитного поля, созданного измеряемым током, железный сердечник, стремясь расположиться так, чтобы его пересекало возможно большее число магнитных линий, будет втягиваться в катушку, и тем больше, чем больше измеряемый ток. Вращающий момент в приборе с плоской катушкой примерно пропорционален квадрату тока, а поскольку противодействующий момент создается спиральной пружиной, упругость которой возрастает пропорцио-



Фиг. 118. Схема устройства электромагнитного прибора с плоской катушкой.

1—плоская катушка; 2—узкая плоская щель в катушке 1; 3—сердечник из мягкого железа; 4—ось подвижной системы; 5—стрелка; 6—плоская спиральная пружина; 7—двуплечий рычаг корректора; 8—винт корректора; 9—противовесы; 10—камера воздушного успокоителя; 11—поршенек воздушного успокоителя; 12—опоры.



Фиг. 119. Схема устройства электромагнитного прибора с круглой катушкой.

1—круглая цилиндрическая катушка; 2—неподвижный сердечник из мягкого железа (жестко связан с каркасом катушки 1); 3—подвижный сердечник из мягкого железа (жестко связан с осью 4); 4—ось подвижной системы; 5—противодействующая плоская спиральная пружина; 6—стрелка; 7—двуплечий рычаг; 8—винт корректора; 9—противовесы; 10—камера воздушного успокоителя; 11—поршенек воздушного успокоителя; 12—опоры.

нально углу закручивания, то, следовательно, и угол отклонения подвижной системы примерно пропорционален квадрату тока, т. е. шкала прибора будет квадратичной:

$$\alpha = k_{\text{пр}} I^2 \qquad (71)$$

или, точнее,

$$\alpha = k_{\text{пр}} I^2 \frac{dL}{d\alpha}. \qquad (72)$$

В приборе с круглой катушкой (фиг. 119) измеряемый ток проходит по обмотке круглой цилиндрической катушки *1*, внутри которой помещены два сердечника из мягкого железа. Сердечник *2* закреплен неподвижно и расположен концентрично с внутренней поверхностью цилиндрического каркаса катушки, а сердечник *3* связан с подвижной осью *4* прибора. Под действием магнитного

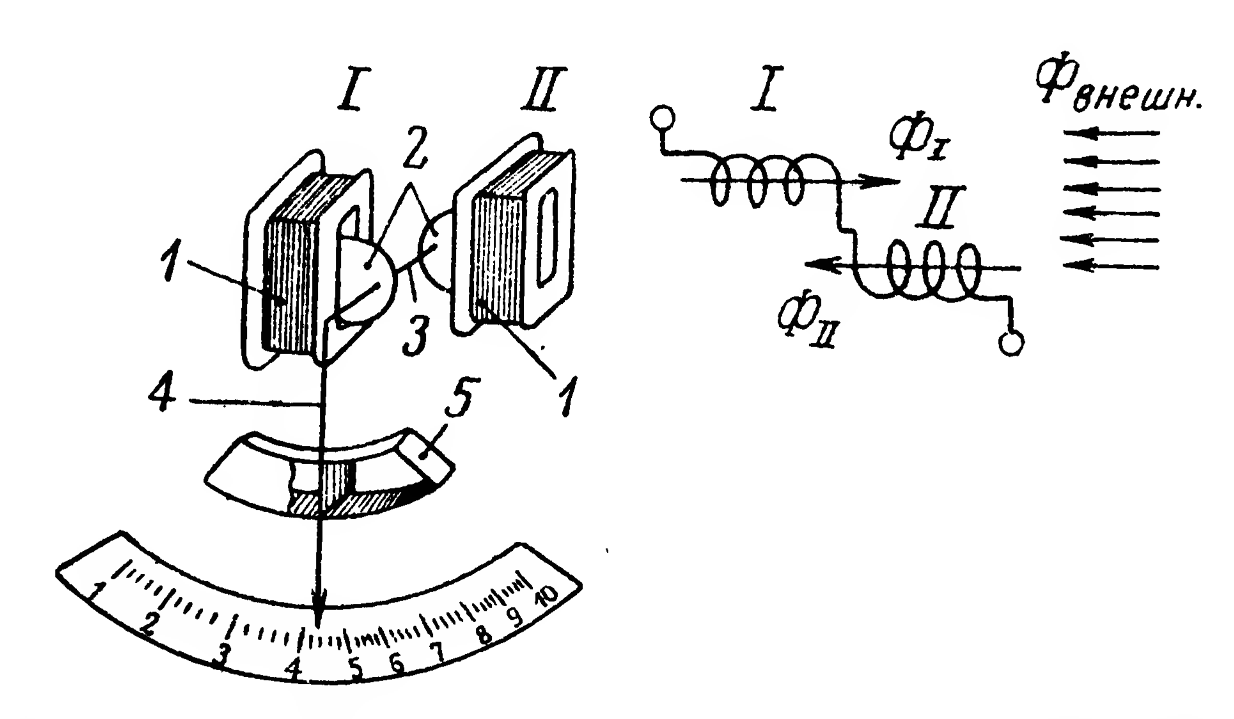
поля, создаваемого измеряемым током, оба сердечника намагничиваются одноименно и вследствие этого отталкиваются друг от друга. Противодействующий момент создается спиральной пружиной 5. Сила взаимодействия между сердечниками пропорциональна степени намагниченности каждого из них, а последняя, как было показано выше, примерно пропорциональна напряженности поля внутри катушки или величине измеряемого тока.

Таким образом, и в этом случае угол поворота подвижной системы пропорционален квадрату тока

$$\alpha = k_{\text{пр}} I^2.$$

Влияние внешних факторов на работу прибора

Внешние температурные условия практически не оказывают влияния на показания приборов электромагнитной системы. Объясняется это тем, что, например, вольтметры обычно снабжаются большим добавочным сопротивлением из константана или манга-



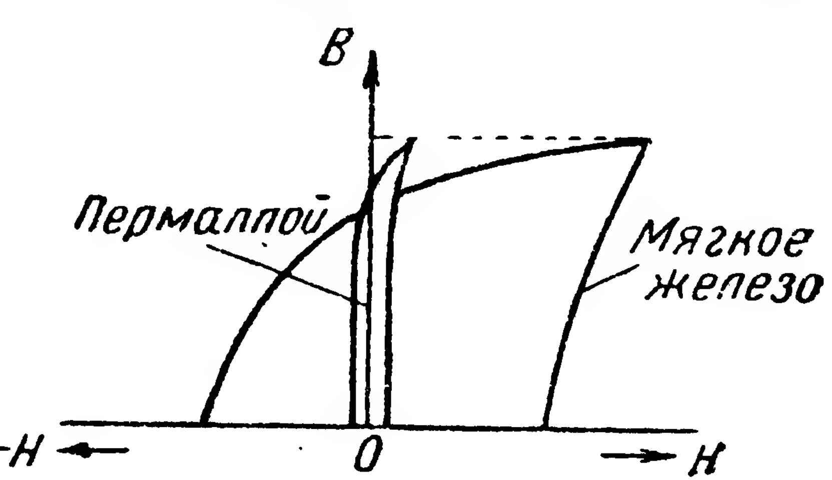
Фиг. 120. Схема устройства астатического электромагнитного прибора.

1—плоские катушки; 2—сердечники из мягкого железа; 3—ось подвижной системы; 4—стрелка; 5—воздушный успокоитель.

нина, а в амперметрах шунты, как правило, не применяются, и изменение внутреннего сопротивления прибора не может повлечь за собой погрешности показаний; амперметр включается в электрическую цепь последовательно, и всякое изменение его сопротивления приводит к изменению общего сопротивления цепи и последующему изменению проходящего по ней тока. Изменением упругости пружин, создающих противодействующий момент, при изменении температуры обычно пренебрегают.

Внешние магнитные поля могут оказать весьма большое влияние на точность показаний электромагнитных приборов. Это объясняется относительно слабым собственным магнитным полем прибора (среднее значение индукции внутри катушки прибора при номинальном токе бывает порядка 0,015÷0,04 *в-сек/м²*). Для уменьшения влияния внешних магнитных полей электромагнитные приборы тщательно экранируют, для чего корпус и большую часть лицевой стороны

делают из листового железа. Однако путем экранировки полностью устранить это влияние все же не удается. Существует другой способ устранения влияния внешних магнитных полей, который дает очень хорошие результаты, но значительно усложняет и удорожает прибор. Заключается этот способ в том, что прибор строится по так называемой астатической системе (фиг. 120). При этой системе прибор имеет два совершенно одинаковых измерительных элемента, но магнитные поля этих элементов направлены противоположно друг другу. Таким образом, внешнее поле, ослабляя поле одного элемента, в то же время настолько же усиливает поле другого элемента, и результирующий вращающий момент останется неизменным.



Фиг. 121. Сравнительные петли гистерезиса мягкого железа и пермаллоя.

На показания прибора оказывает влияние также *магнитный гистерезис* железа, из которого сделаны сердечники. Хотя сердечники и делаются из мягкого железа или специальных сплавов с очень малым магнитным гистерезисом (фиг. 121), но все же при изменении направления тока в приборе перемагничивание сердечника будет несколько запаздывать. В результате показания прибора будут различными при изменении плавно возрастающего и убывающего токов. Для уменьшения погрешности шкала прибора наносится обычно по средним значениям из отсчетов при возрастающем и убывающем токе. Однако если прибор будет давать правильные показания при переменном токе, то при измерениях постоянного тока он будет давать значительную погрешность (практически доходящую до 4%).

При измерении переменного тока на показания прибора оказывают, кроме того, влияние вихревые токи, возникающие в металлических деталях, окружающих электромагнитную систему прибора. Сущность этого влияния заключается в том, что вихревые токи создают магнитное поле, которое направлено в сторону, противоположную направлению поля, создавшего эти токи. Поэтому показания прибора при измерениях переменного тока обычно бывают меньше (на 1—2%), чем при измерениях постоянного тока той же величины. При измерении переменного тока могут также возникнуть дополнительные погрешности от нестабильности частоты. Изменение частоты влечет за собой изменение погрешности от вихревых токов, а в вольтметрах еще и дополнительную погрешность от изменения реактивного сопротивления катушки прибора.

Достоинства, недостатки и область применения

К достоинствам электромагнитных приборов следует отнести:

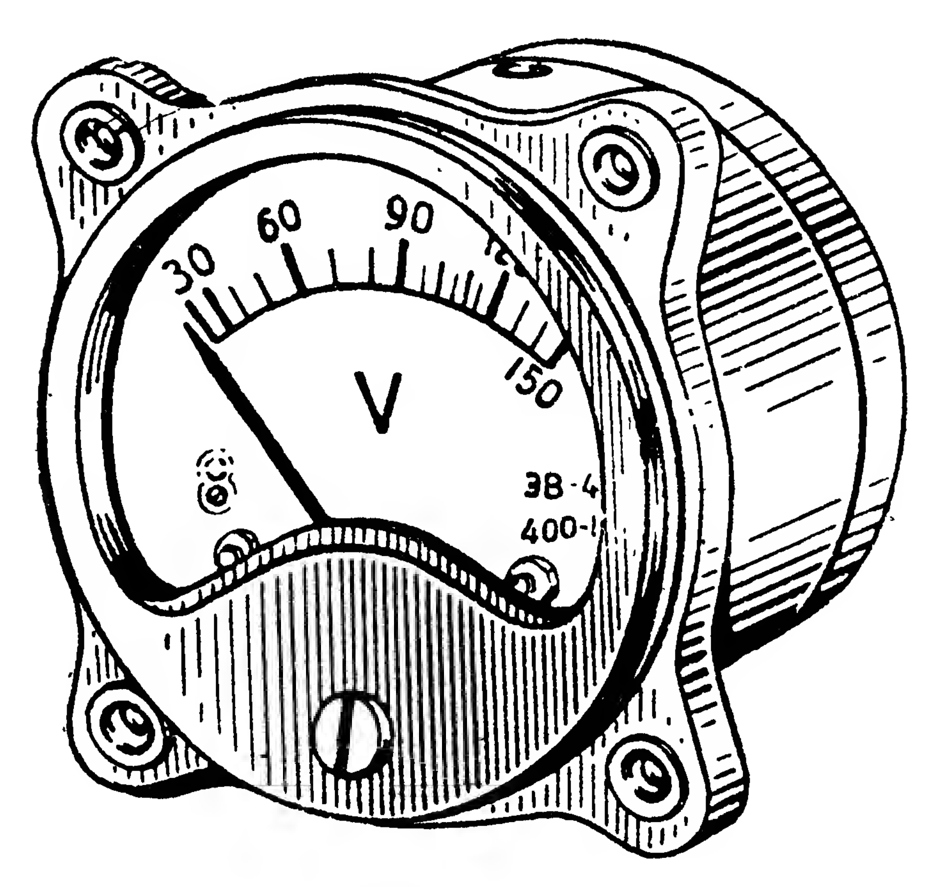
1. *Стойкость при перегрузках;* это наиболее ценное качество электромагнитных приборов, обусловливаемое их конструкцией. Так как ток к подвижной системе такого прибора не подводится, то

можно создать приборы с большой механической и электрической прочностью.

Хорошо сконструированные электромагнитные приборы выдерживают удар током, превышающим номинальный в 100 раз.

2. *Простота и дешевизна;* можно сделать амперметры на большие токи (до 300 *а*) без дополнительных устройств (шунты, трансформаторы тока), удорожающих и усложняющих прибор.

3. *Пригодность для измерения переменного и постоянного токов;* это положительное качество обусловливается тем, что явление втягивания железного сердечника в соленоид, по которому протекает электрический ток, не зависит от направления тока в этом соленоиде. Это видно и из уравнения (71), где ток взят в квадрате (I^2).



Фиг. 122. Внешний вид электромагнитного вольтметра ЭВ-46.

Недостатками приборов электромагнитной системы являются:

1. *Малая точность,* колеблющаяся для обычных приборов в пределах 1—5%. Лишь применением для сердечников специальных сплавов (например, пермаллоя) удается повысить точность приборов до 0,5% и то лишь при измерении переменного тока небольшой частоты.

2. *Зависимость показаний от внешних магнитных полей и от колебания частоты; дополнительные погрешности при измерениях постоянного тока.*

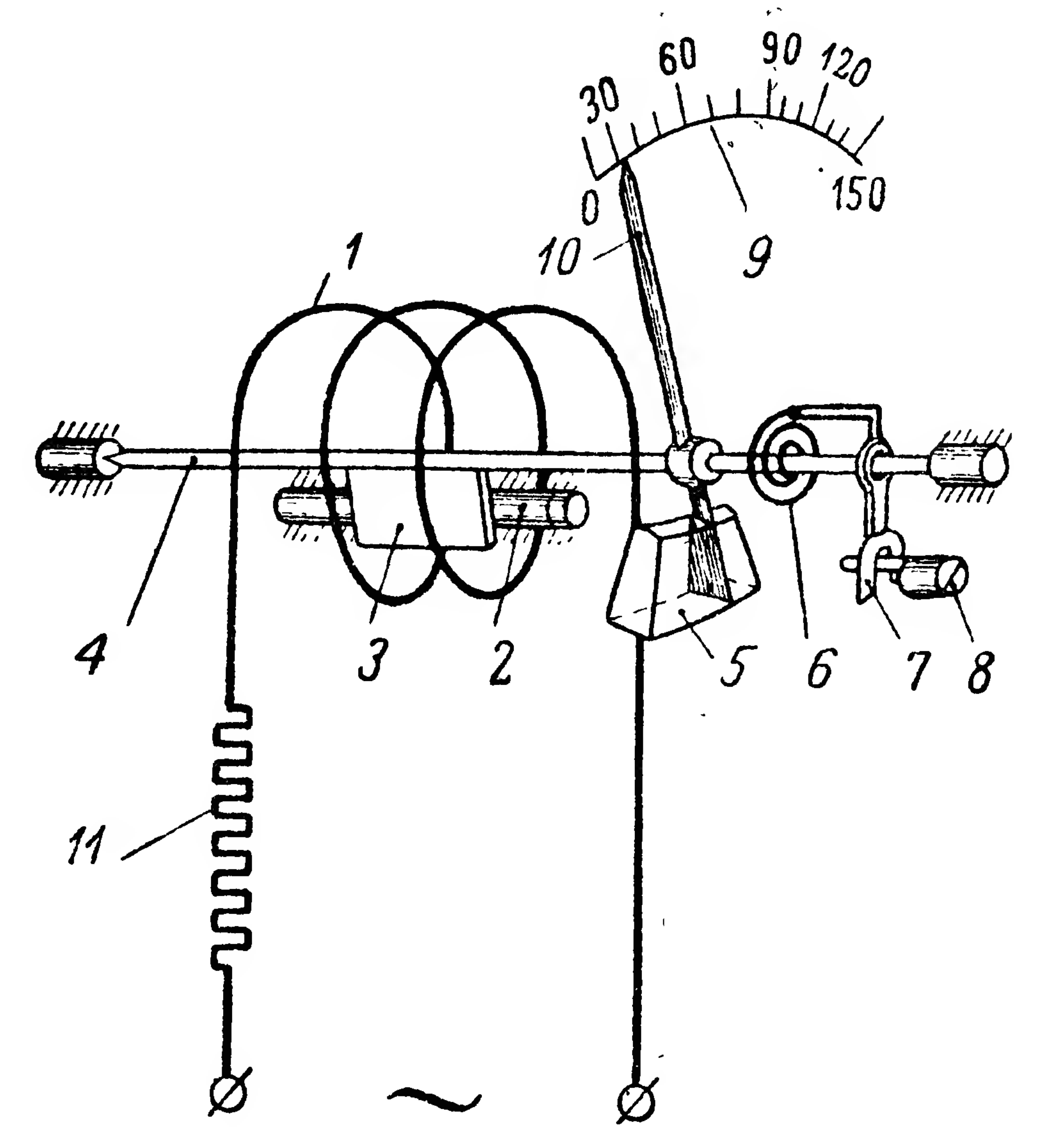
3. *Неравномерность шкалы.*

Благодаря своим достоинствам электромагнитные приборы находят широкое применение в качестве технических приборов для измерения переменного тока низкой (50 *гц*) частоты. Реже они применяются для измерения постоянного тока.

На принципе электромагнитной системы строились авиационные логометры, применявшиеся в качестве указателей положения закрылков, бензиномеров и др. В настоящее время на этом принципе строятся самолетные миллиамперметры для измерения тока и напряжения в цепях переменного тока и другие приборы, например, универсальные счетчики боеприпасов (УСБ), работающие при подаче электрической энергии импульсами.

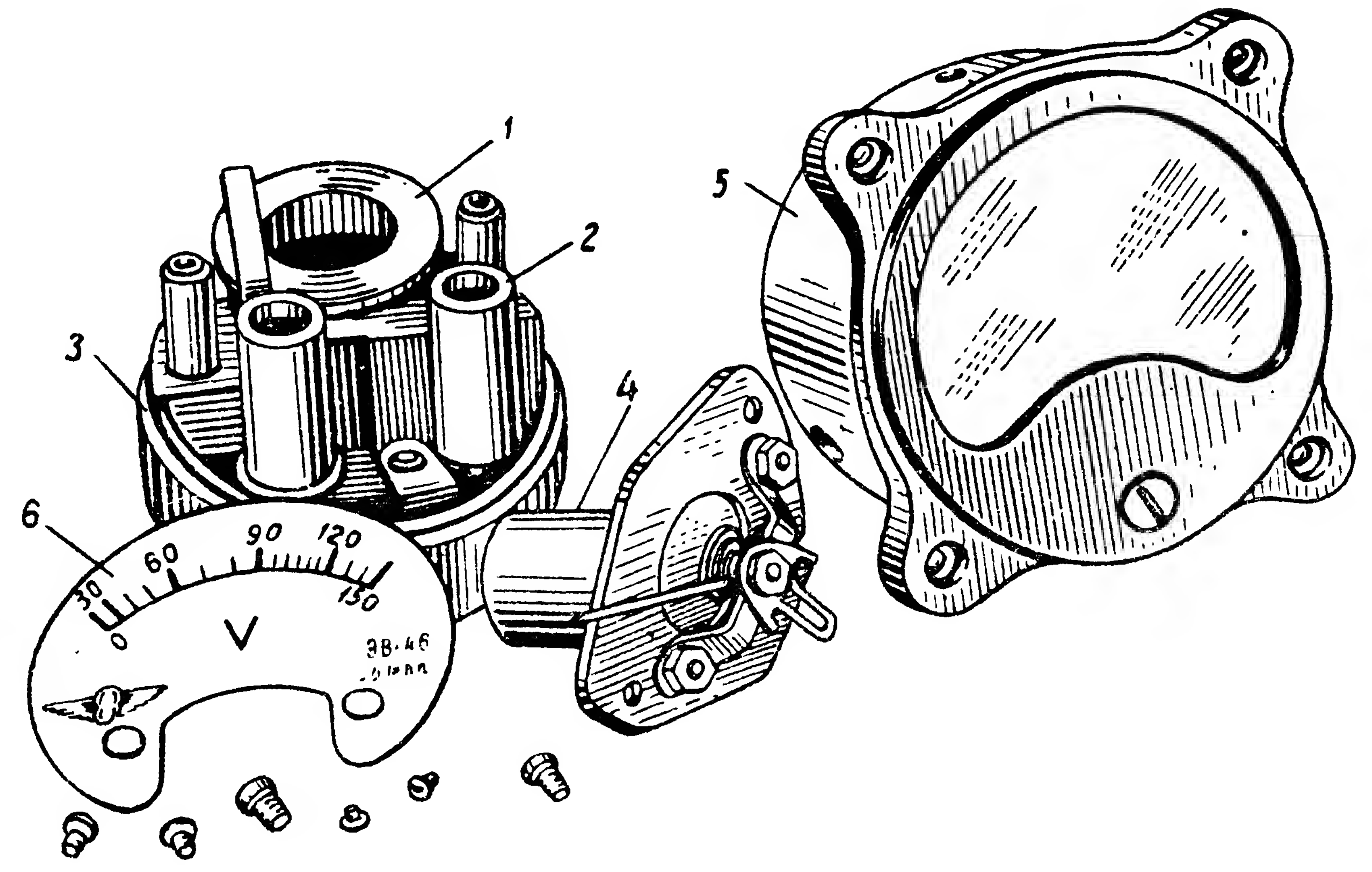
При каждом импульсе тока сердечник электромагнита втягивается и, поворачивая храповое колесо, приводит в действие счетно-указывающий механизм.

В качестве примера конструктивного выполнения авиационных приборов электромагнитной системы рассмотрим вольтметр переменного тока ЭВ-46 (фиг. 122).



Фиг. 123. Принципиальная схема электромагнитного вольтметра ЭВ-46.

1—круглая цилиндрическая катушка; *2*—неподвижный сердечник из мягкого железа; *3*—подвижный сердечник из мягкого железа; *4*—ось подвижной системы; *5*—воздушный успокоитель; *6*—противодействующая пружина (волосок); *7*—двуплечий рычаг; *8*—винт корректора; *9*—шкала; *10*—стрелка; *11*—добавочное сопротивление.



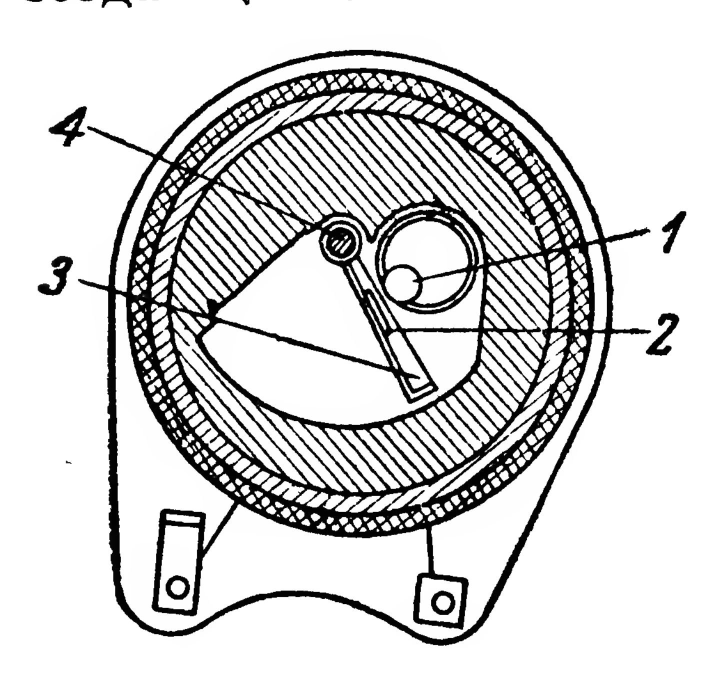
Фиг. 124. Детали конструкции вольтметра ЭВ-46.

1—цилиндрическая катушка; *2*—катушка добавочного сопротивления; *3*—пластмассовое основание прибора; *4*—обойма с фланцем и консолью; *5*—пластмассовый корпус; *6*—циферблат.

Прибор предназначен для измерения напряжения переменного тока в пределах от 0 до 150 *в* при частоте 400 пер/сек. Рабочий участок шкалы 30—150 *в*. Основная погрешность прибора не превышает ±2,5%, дополнительная температурная погрешность при изменении температуры на ±10° С не более ±1%.

Принципиальная схема прибора изображена на фиг. 123. Вольтметр ЭВ-46 представляет собой электромагнитный вольтметр с круглой катушкой *1*, внутри которой расположены два сердечника из мягкого железа: один неподвижный *2*, другой подвижный *3*. Возможность построения такого прибора рассмотрена выше (см. фиг. 119).

На фиг. 124 показан вольтметр ЭВ-46 в разобранном виде. Цилиндрическая катушка *1*, по которой протекает измеряемый ток, создающий основное магнитное поле прибора, намотана из тонкой медной проволоки. Она включается в сеть через добавочное сопротивление *2*, выполненное в виде двух катушек, намотанных из тонкой проволоки с большим удельным сопротивлением и малым температурным коэффициентом сопротивления. Добавочные сопротивления выполняют также роль температурной компенсации. Катушка *1* и добавочное сопротивление *2* смонтированы на пластмассовом основании прибора *3*. Подвижная часть прибора смонтирована в специальной пластмассовой обойме *4* и на консоли, укрепляемой на фланце этой обоймы. Обойма *4* своей цилиндрической частью вставляется внутрь катушки *1*. Прибор снабжен механическим корректором. Для защиты от механических повреждений, от попадания пыли и грязи прибор заключен в пластмассовый корпус *5* с фланцем для крепления на приборной доске. Диаметр корпуса 55 *мм*. Внутренняя полость обоймы *4* имеет особую форму и используется как для размещения неподвижного сердечника и оси стрелки, так и в качестве камеры воздушного успокоителя, поршенек которого укреплен на оси подвижной системы и несет на себе подвижный сердечник. Обойма показана детально на фиг. 125.



Фиг. 125. Обойма вольтметра ЭВ-46.

1—неподвижный сердечник из мягкого железа (в виде стержня); *2*—подвижный сердечник из мягкого железа (в виде пластинки); *3*—поршенек воздушного успокоителя, на котором укреплен подвижный сердечник *2*; *4*—ось подвижной системы.

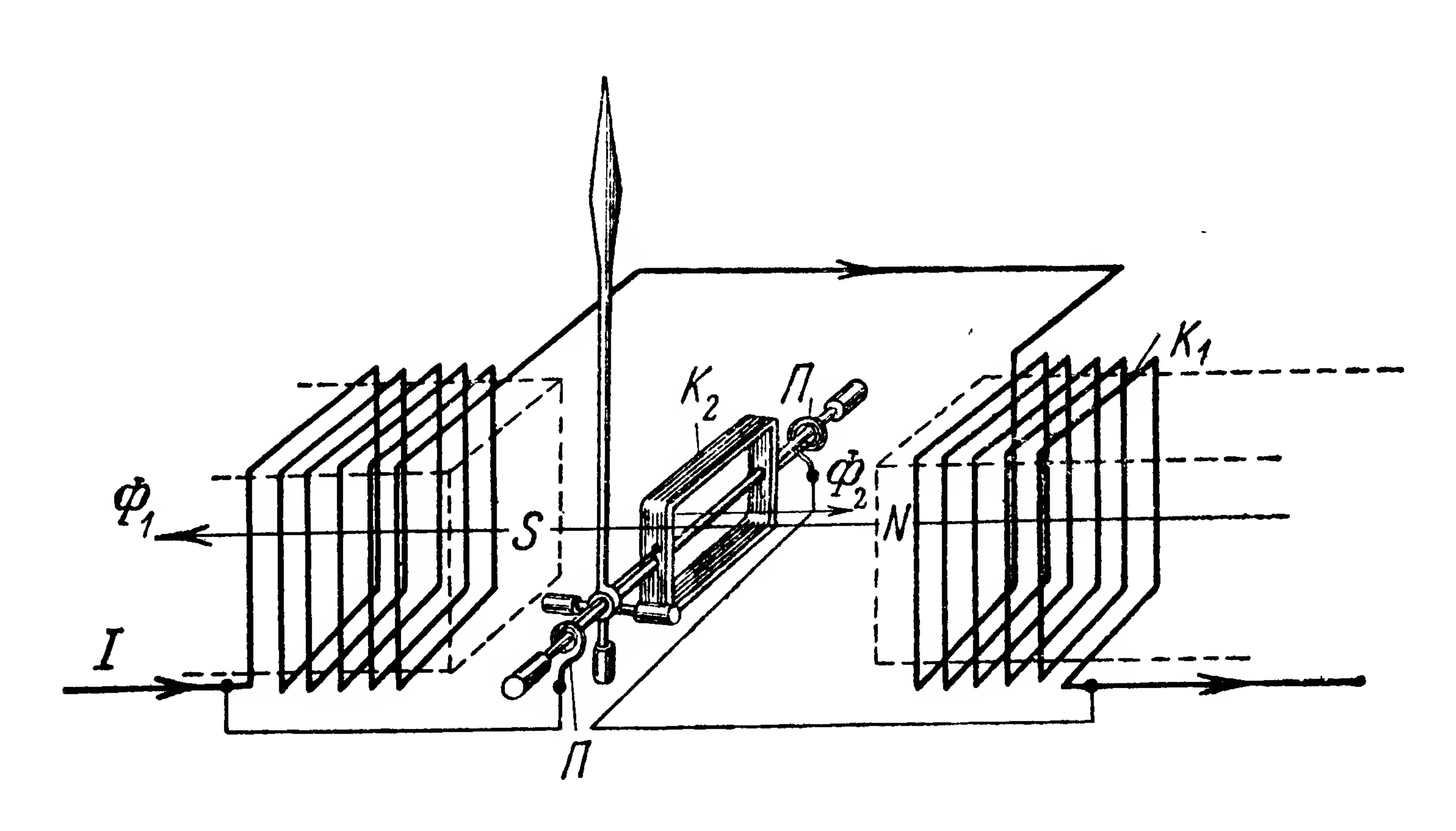
Электродинамическая и ферродинамическая системы

Приборы электродинамической и ферродинамической системы основаны на взаимодействии тока, протекающего по подвижной катушке K_2 с магнитным потоком, создаваемым током, протекающим по неподвижной катушке K_1 (фиг. 126).

При прохождении тока подвижная катушка K_2 стремится повернуться так, чтобы направление ее магнитного потока Φ_2 совпало

с направлением магнитного потока Φ_1 неподвижной катушки. Этому противодействуют пружины $П$. Равновесие наступит, когда вращающий момент станет равным противодействующему.

Таким образом, электродинамический прибор по принципиальной схеме напоминает магнитоэлектрический: разница лишь в том, что в магнитоэлектрическом приборе главное магнитное поле создается постоянным магнитом, а в электродинамическом оно создается измеряемым током (всем или частью его), протекающим по соленоиду, внутри которого помещена подвижная катушка.



Фиг. 126. Схема электродинамического прибора.

K_1—неподвижная катушка; K_2 —подвижная катушка; $П$—противодействующие пружины, служащие токоподводами к подвижной катушке. Пунктиром изображен постоянный магнит, функции которого выполняет неподвижная катушка.

Пользуясь аналогией между электродинамическим и магнитоэлектрическим прибором, вывод зависимости угла поворота подвижной системы от величины измеряемого тока будем делать по частям. Сначала определим значение вращающего момента, предполагая, что магнитное поле, в которое помещена подвижная катушка, постоянно; затем учтем зависимость главного магнитного поля от измеряемого тока.

Итак, подвижная катушка K_2 (фиг. 127), по которой протекает ток I_2, помещена в однородное магнитное поле, напряженность которого определяется вектором H_1*. Сила взаимодействия между магнитным полем и током пропорциональна силе тока, активной длине проводника и напряженности магнитного поля, т. е. на каждую из активных сторон одного витка катушки действует сила

$$F_{k_2} = I_2 l_2 H_1. \tag{73}$$

---

* Точнее было бы говорить о магнитной индукции B, поскольку все процессы мы рассматриваем не в вакууме, а в воздушной среде. Однако, имея в виду, что μ_r для воздуха практически равна единице (1,00000036), будем исходить из напряженности поля.

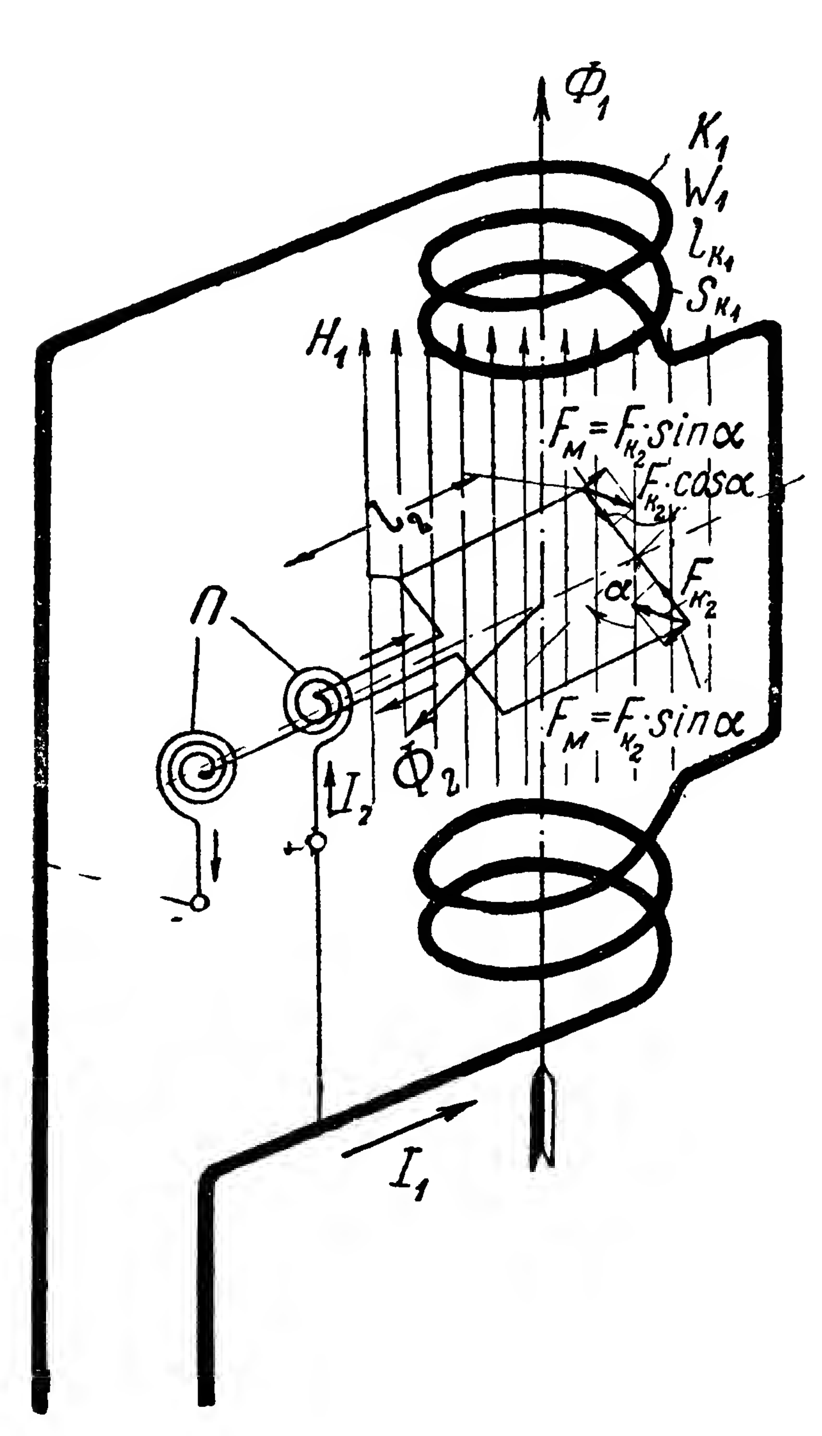
Если катушка будет иметь не один виток, а w_2 витков, то сила F_{k2}, действующая на одну из активных сторон катушки, будет, естественно, в w_2 раз больше, чем в выражении (73), т. е. получим

$$F_{k_2} = I_2 w_2 l_2 H_1. \qquad (74)$$

На другую активную сторону катушки будет действовать такая же по величине, но обратная по знаку сила F_{k2}.

Таким образом, при прохождении через катушку K_2 тока I_2 на нее будет действовать пара сил, которая создаст вращающий момент

$$M_{вр} = a_2 F_{k_2} \sin \alpha, \qquad (75)$$



Фиг. 127. К выводу уравнения электродинамического прибора.

$F_м$ — составляющая силы F_{k_2}, создающая вращающий момент; l_2 — длина активной стороны подвижной катушки.

здесь a_2 — расстояние между точками приложения сил — ширина катушки K_2;

$F_{k2} \cdot \sin \alpha$ — составляющая силы F_{k2}, участвующая в создании вращающего момента; другая составляющая, равная $F_{k2} \cdot \cos \alpha$, лежит в плоскости катушки, поэтому в создании вращающего момента не участвует, а лишь создает дополнительные усилия на опоры вращения катушки.

Подставим в выражение (75) значение силы F_{k2} из формулы (74):

$$M_{вр} = w_2 l_2 a_2 I_2 H_1 \sin \alpha; \qquad (76)$$

для данного прибора w_2, l_2, a_2 — величины неизменяющиеся, и их произведение можно заменить одной постоянной C_2; тогда выражение (76) примет вид

$$M_{вр} = C_2 I_2 H_1 \sin \alpha, \qquad (77)$$

где $C_2 = w_2 l_2 a_2$.

Итак, если бы магнитное поле H_1 не зависело от измеряемого тока, то вращающий момент был бы прямо пропорционален току, протекающему через подвижную катушку, и синусу угла поворота этой катушки, т. е. выражение вращающего момента (77) для электродинамического прибора не отличалось бы от выражения (60) вращающего момента для магнитоэлектрического прибора.

Выразим напряженность главного поля H_1 через измеряемый ток. Поскольку катушка K_1 представляет собой соленоид, можно, пользуясь формулой (66), записать

$$H_1 = \frac{4\pi w_1 I_1}{l_1}$$

или

$$H_1 = C_1 I_1, \quad (78)$$

где C_1 — постоянный (для данного прибора) коэффициент, равный

$$\frac{4\pi w_1}{l_1}.$$

Подставив из формулы (78) значение H_1 в формулу (77) и заменив значение постоянных C_2 и C_1 через C', получим окончательное выражение вращающего момента электродинамического прибора

$$M_{вр} = C' I_1 I_2 \sin \alpha. \quad (79)$$

Противодействующий момент в электродинамических приборах создается обычно плоской спиральной пружиной и, следовательно, пропорционален углу поворота подвижной катушки:

$$M_{пр} = C'' \alpha, \quad (80)$$

где C'' — постоянная пружины.

Равновесие наступит, когда противодействующий момент станет равным вращающему. Из выражений (79) и (80) получим

$$C'' \alpha = C' I_1 I_2 \sin \alpha,$$

откуда

$$\alpha = C I_1 I_2 \sin \alpha, \quad (81)$$

где C — постоянная величина, равная $\frac{C'}{C''}$.

В электродинамических приборах в зависимости от их назначения подвижная и неподвижная катушки соединяются последовательно или параллельно (фиг. 128): в амперметрах на токи свыше 1*а* — последовательно, в вольтметрах и амперметрах на токи до 1*а* — параллельно.

Если катушки соединены последовательно, то токи в них будут равны, т. е.

$$I_1 = I_2 = I,$$

и выражение (81) примет вид

$$\alpha = C I^2 \sin \alpha. \quad (82)$$

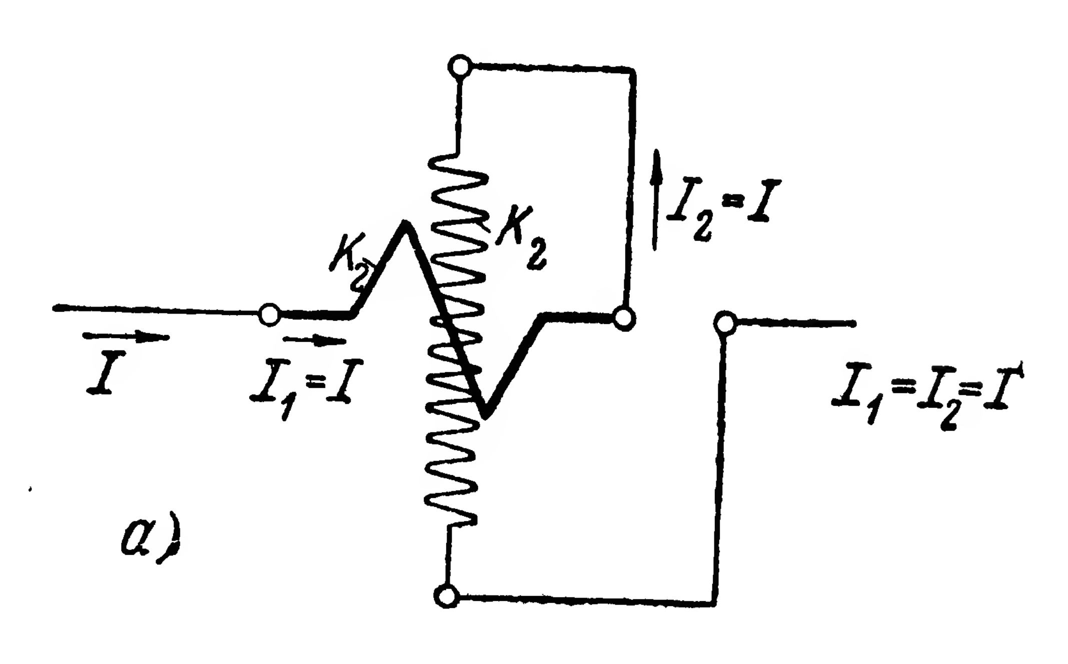
В случае параллельного соединения катушек можно также вывести зависимость, аналогичную выражению (82).

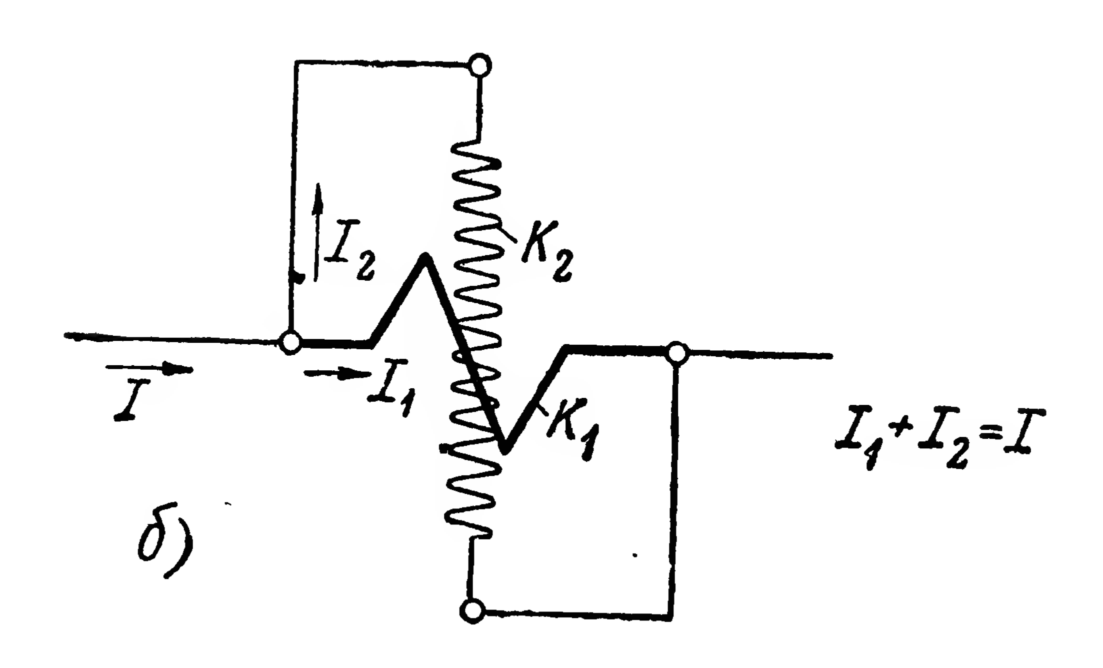
В самом деле, с одной стороны, токи I_1 и I_2 обратно пропорциональны сопротивлениям катушек R_{k1} и R_{k2}, т. е.

$$\frac{I_1}{I_2}=\frac{R_{k_2}}{R_{k_1}};$$

с другой стороны,

$$I_1+I_2=I. \qquad (83)$$





Фиг. 128. Варианты соединения катушек в электродинамических приборах.

а—последовательное соединение; *б*—параллельное соединение.

Решая эти уравнения относительно I_1 и I_2, получим

$$I_1=I\frac{R_{k_2}}{R_{k_1}+R_{k_2}} \quad \text{или} \quad I_1=K'I, \qquad (84)$$

где $K'=\dfrac{R_{k_2}}{R_{k_1}+R_{k_2}}$;

$$I_2=I\frac{R_{k_1}}{R_{k_1}+R_{k_2}} \quad \text{или} \quad I_2=K''I, \qquad (85)$$

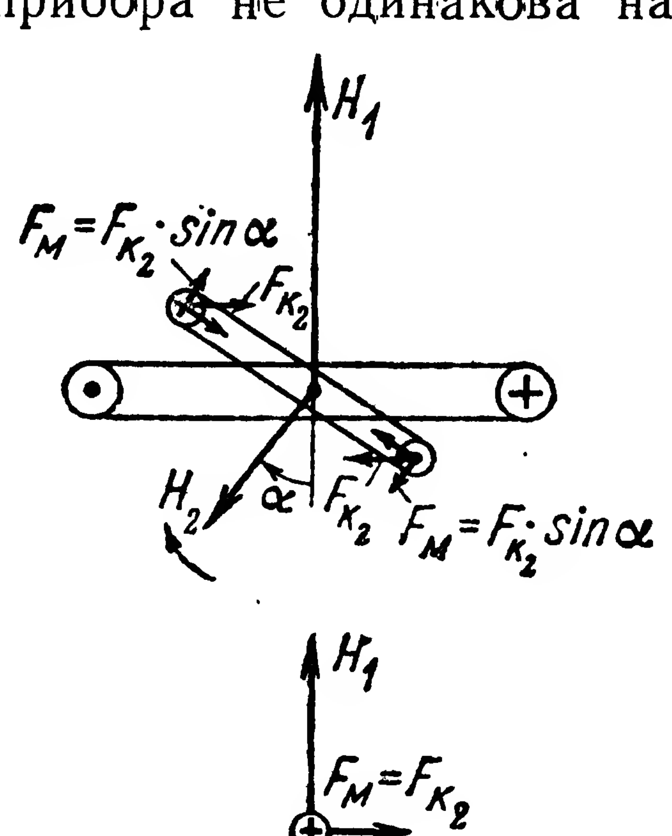
где $K''=\dfrac{R_{k_1}}{R_{k_1}+R_{k_2}}$.

Для данного прибора K' и K'' не зависят от угла поворота катушки; таким образом, если в выражение (81) подставить значения I_1 и I_2 из выражений (84) и (85), то получим зависимость, аналогичную (82):

$$\alpha = KI^2 \sin \alpha, \tag{86}$$

где K — постоянная, равная $CK'K''$.

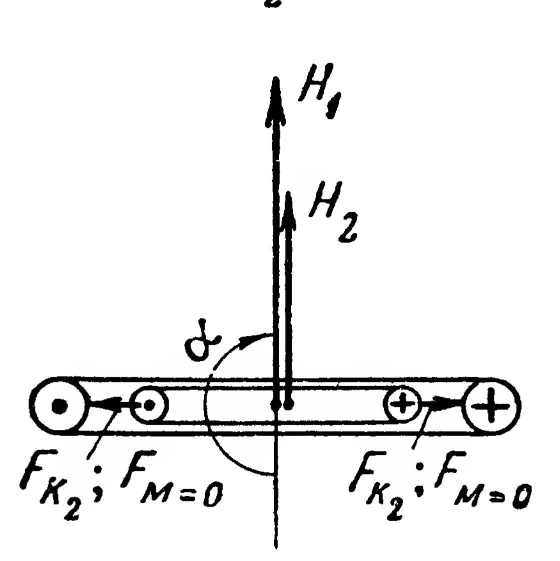
Из уравнений (82) и (86) следует, что шкала прибора неравномерна, и, кроме того, чувствительность прибора не одинакова на различных точках шкалы. Последнее объясняется наличием множителя $\sin \alpha$. По фиг. 129 видно: при повороте катушки от 0 до 90° растет I^2 и $\sin \alpha$. При дальнейшем повороте катушек от 90 до 180° I^2 попрежнему будет расти, но синус будет уменьшаться от 1 до нуля. Таким образом, наибольшая чувствительность прибора будет при $\alpha=90°$.



Рабочий участок шкалы обычно выбирают в диапазоне 45—135° угла поворота катушки.

Влияние внешних факторов на работу прибора

Наиболее значительное влияние на работу электродинамических приборов оказывают внешние магнитные поля. Это объясняется тем, что напряженность главного магнитного поля прибора — поля неподвижной катушки — невелика (соизмерима с напряженностью магнитного поля Земли). Для защиты от внешних магнитных полей электродинамические приборы тщательно экранируются, но это приводит к уменьшению точности прибора вследствие влияния остаточного намагничения экрана при измерениях на постоянном токе и возникновения дополнительных погрешностей от вихревых токов, образующихся в экране при переменном токе. Кроме того, как при постоянном, так и при переменном токе дополнительные погрешности возникают из-за потерь на гистерезис в экране. Кроме применения экранов для компенсации влияния внешних магнитных полей, электродинамические приборы иногда выполняются с двойной измерительной системой в виде астатических приборов (см. фиг. 120).



Фиг. 129. Характер изменения силы $F_м$, создающей вращающий момент, в зависимости от угла поворота подвижной катушки.

Незначительная величина вращающего момента в электродинамических приборах приводит к тому, что их показания обладают слабой виброустойчивостью. Поэтому подвижная система прибора обычно снабжается специальными воздушными или магнитными успокоителями.

Температурные условия почти не влияют на показания электродинамических приборов. В вольтметрах добавочные сопротивления изготовляют из манганина или константана и этим предупреждают возможные погрешности прибора от изменения сопротивления катушек при изменениях температуры. В амперметрах включают в каждую из параллельных ветвей подобранные по материалу добавочные сопротивления. При подборе этих сопротивлений исходят из того, чтобы результирующие температурные коэффициенты обеих ветвей были равны (при значительной разнице сопротивлений катушек). Для компенсации температурных погрешностей в ваттметрах применяют специальные схемы, аналогичные по принципу действия рассмотренной выше схеме температурной компенсации магнитоэлектрического милливольтметра.

Достоинства, недостатки и область применения

Электродинамические приборы отличаются следующими достоинствами:

— большой точностью (удается построить приборы с точностью $0{,}2 \div 0{,}5\%$);

— пригодностью для работы на постоянном и переменном токе.

К недостаткам электродинамических приборов следует отнести:

— зависимость показаний от внешних магнитных полей;

— чувствительность к перегрузкам;

— большой расход мощности: $5 \div 10$ *вт* в амперметрах и до 15 *вт* в вольтметрах;

— неравномерность шкалы (у вольтметров и амперметров) и неодинаковая чувствительность по всей шкале;

— высокую стоимость, вызываемую потребностью в дополнительных устройствах: сложных успокоителях, специальных экранах (набираемых обычно из отдельных листов тонкой электротехнической стали), а также необходимостью очень точного и тонкого изготовления прибора для обеспечения нужной чувствительности.

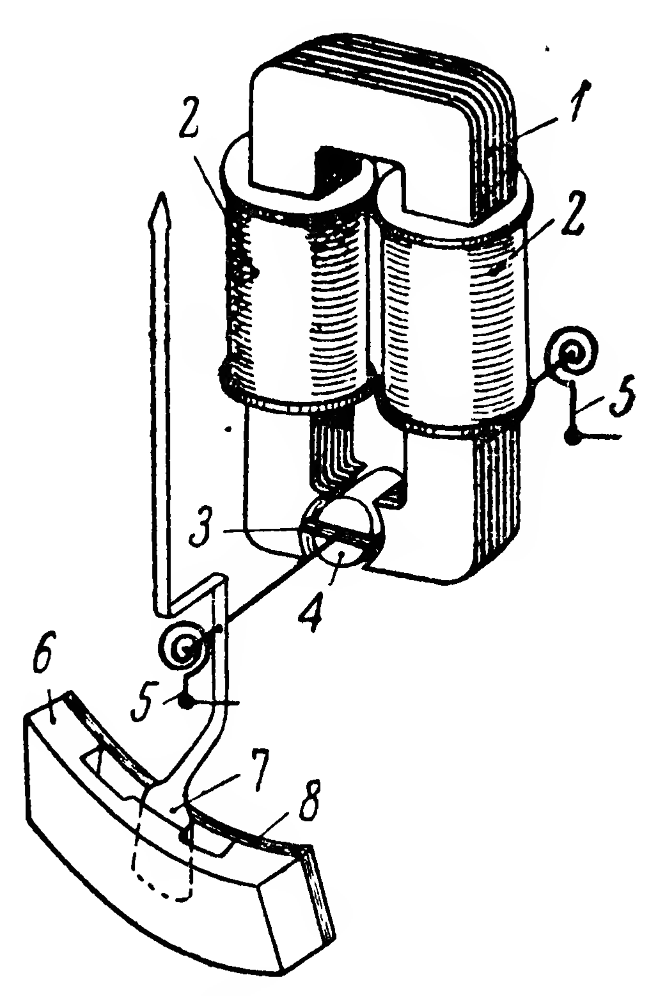
Так как электродинамические приборы обладают рядом серьезных недостатков, они не получили широкого распространения и применяются главным образом в качестве контрольных лабораторных приборов (амперметров и вольтметров) высокой точности. Для переменного тока по чувствительности и точности они превосходят приборы других систем. Достоинством электродинамических ваттметров является также равномерность шкалы.

На самолетах приборы электродинамической системы не применяются в основном из-за их большой чувствительности к влиянию внешних магнитных полей и слабой виброустойчивости показаний.

Ферродинамические приборы

Ферродинамическим прибором называется электродинамический прибор, у которого в главную магнитную цепь введено железо, т. е. у которых неподвижная катушка намотана на сердечник из мягкой стали. Поэтому выводы уравнения вращающего момента и уравнения шкалы, изложенные для электродинамических приборов, целиком относятся и к ферродинамическим приборам.

Заслуга создания первых приборов ферродинамической системы принадлежит выдающемуся русскому инженеру М. О. Доливо-Добровольскому, который, основываясь на классических трудах крупнейшего русского физика XIX века А. Г. Столетова в области намагничения стали, в 1913 г. впервые разработал принципы построения приборов этой системы, оставшиеся неизменными и до настоящего времени.



Фиг. 130. Схема устройства авиационного ферродинамического прибора.

1—магнитопровод, набранный из тонких листов электротехнической стали; 2—неподвижные катушки; 3—подвижная катушка; 4—цилиндр из мягкого железа, предназначенный для создания радиально направленного поля в воздушном зазоре; 5—плоские спиральные пружины, создающие противодействующий момент и одновременно используемые для подвода тока к подвижной катушке; 6—постоянный магнит магнитного успокоителя; 7—лепесток магнитного успокоителя, он же хвостовик стрелки прибора; 8—сердечник магнитного успокоителя.

Благодаря применению железа в магнитной цепи вращающий момент в ферродинамическом приборе во много раз больше, чем у аналогичного электродинамического прибора без железа. Поэтому на показания ферродинамического прибора внешние магнитные поля почти не влияют, и виброустойчивость его показаний значительно лучше: колебаний («размыва») стрелки при вибрациях не наблюдается

Однако применение железа вносит дополнительные погрешности в ферродинамические приборы (от гистерезиса, вихревых токов), вследствие чего точность их значительно ниже, чем электродинамических. Поэтому ферродинамические приборы применяются в основном как технические приборы для измерения мощности и в качестве самопишущих приборов на постоянном токе; как вольтметры и амперметры они уступают приборам электромагнитной системы.

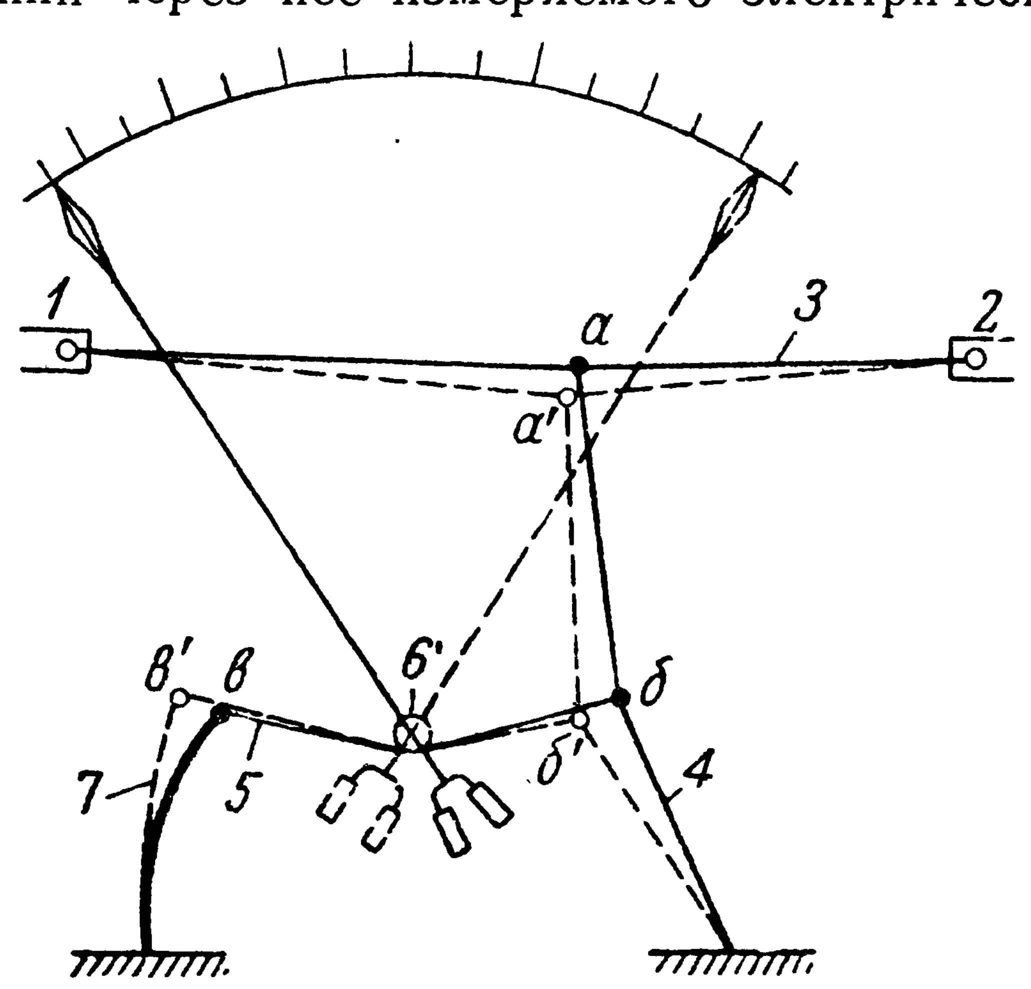
На самолете приборы ферродинамической системы находят применение в качестве указателей тахометров, индикаторов курса и др.

Схема устройства авиационного ферродинамического прибора, работающего в схеме радиополукомпаса в качестве индикатора курса, т. е. в качестве нуль-прибора, реагирующего на отклонения самолета от курса полета на приводную радиостанцию, показана на фиг. 130. Схема типична для большинства ферродинамических приборов.

Устойчивость показаний и быстрое успокоение для индикатора курса особенно важны, а вращающий момент вследствие малой величины токов, протекающих через прибор, невелик и не может обеспечить полностью необходимой устойчивости и быстрого успокоения. Поэтому в индикаторе курса применен специальный магнитный успокоитель. Он состоит из постоянного магнита *6* с сердечником *8* из мягкой стали и алюминиевого лепестка *7*, являющегося хвостовиком стрелки. Лепесток *7* расположен в воздушном зазоре между средним полюсом магнита *6* и сердечником *8*. При колебаниях стрелки в лепестке возникают вихревые токи, от взаимодействия которых с магнитным полем постоянного магнита создается (согласно закону Ленца) тормозящее усилие, успокаивающее колебания подвижной системы.

Тепловая система

Принцип действия электроизмерительных приборов тепловой системы основан на нагревании (и удлинении) металлической нити при прохождении через нее измеряемого электрического тока.



Фиг. 131. Принципиальная схема электроизмерительного прибора тепловой системы.

1 и *2*—выводные контакты прибора; *3*—платино-иридиевая нить; *4*—мостик; *5*—шелковая нить; *6*—ролик; *7*—пластинчатая пружина.

Рассмотрим принципиальную схему теплового электроизмерительного прибора, изображенную на фиг. 131. Между контактами *1*—*2* натянута металлическая (обычно платино-иридиевая) нить *3*, являющаяся основным чувствительным элементом прибора. Нить *3* расчалена металлической же нитью *4* (так называемым мостиком), которая оттягивается шелковой нитью *5*, охватывающей ролик *6* и находящейся под постоянным воздействием пружины *7*. По фиг. 131 видно, что если по каким-либо причинам нить *3* удлинится, то под

действием пружины 7 точки *а, б, в* займут новые положения, например, *а'*, *б'* и *в'* и ролик 6, охватываемый шелковой нитью 5, повернется на некоторый угол, пропорциональный величине перемещения точки *а*.

Согласно закону Ленца-Джоуля при прохождении через проводник (в нашем случае нить 3) с сопротивлением R тока I в нем выделяется за время t количество тепла, равное

$$Q = 0{,}24 I^2 R t, \tag{87}$$

где Q — количество тепла в малых *кал*;
I — сила тока в *а*;
R — сопротивление проводника в *ом*;
t — время в секундах;
0,24 — термический эквивалент электрической энергии, означающий, что при затрате 1 *дж* электрической энергии в проводнике выделяется 0,24 малых *кал* тепла.

За это же время с нити рассеется (теплопередачей к контактам 1 и 2 пренебрегаем) количество тепла, равное

$$Q_1 = kS(\theta - \theta_0)\,t,$$

где k — коэффициент теплопроводности;
S — боковая поверхность нити;
θ — конечная температура нити;
θ_0 — начальная температура нити.

При установившемся температурном равновесии $Q = Q_1$, т. е.

$$0{,}24 I^2 R t = kS(\theta - \theta_0)\,t,$$

откуда

$$\theta - \theta_0 = \frac{0{,}24 I^2 R}{kS} = C_1 I^2, \tag{88}$$

где $C_1 = \frac{0{,}24 R}{kS}$ можно считать величиной постоянной.

В то же время при нагреве от температуры θ_0 до θ нить удлинится на величину

$$\Delta l = \alpha l_0 (\theta - \theta_0), \tag{89}$$

где α — линейный коэффициент расширения проводника (нити);
l_0 — длина нити при температуре θ_0.

Сравнивая выражения (88) и (89), получим

$$\Delta l = \alpha l_0 C_1 I^2 = C_2 I^2, \tag{90}$$

где C_2 — коэффициент пропорциональности; поскольку α и l_0 для данного проводника величины постоянные, то и коэффициент C_2 неизменен.

Не будет большой ошибкой считать, что для схемы передачи, приведенной на фиг. 131, угол поворота стрелки прямо пропорционален удлинению нити. Тогда, учитывая выражение (90), получим, что угол отклонения стрелки β пропорционален квадрату тока:

$$\beta = CI^2. \qquad (91)$$

Таким образом, шкалы тепловых приборов квадратичные.

В действительности удается добиться на некотором участке равномерности шкалы благодаря тому, что фактически коэффициент теплопередачи, площадь нити, сопротивление нити с изменением температуры не остаются постоянными; кроме того, на равномерность шкалы влияет выбор точек *а* и *б*, а также специальная (не круглая) форма ролика.

Достоинства, недостатки и область применения

Приборы тепловой системы применяются только как амперметры и миллиамперметры для измерения токов высокой частоты.

Достоинства системы:

— пригодность как для постоянного, так и для переменного тока, причем независимо от формы кривой тока прибор показывает эффективное значение измеряемого параметра;

— независимость показаний от внешних магнитных полей;

— пригодность для измерения переменного тока любой частоты.

Недостатки приборов тепловой системы:

— большая погрешность измерения, достигающая 2—4% номинального значения шкалы;

— неравномерность шкалы;

— зависимость показаний от температуры окружающей среды; для уменьшения температурной погрешности применяются различные виды температурной компенсации, например, основание, на котором монтируется рабочая нить, делают из материала с таким же температурным коэффициентом расширения, как и нить; однако влияние температуры в других элементах прибора компенсировать не удается;

— низкая перегрузочная способность; практически тепловые приборы не выдерживают более двукратной перегрузки (при больших перегрузках если нить и не сгорает, то появляются значительные остаточные деформации и прибор требует перерадуировки);

— стрелка устанавливается в каждое новое положение довольно медленно, что объясняется значительной тепловой инерцией системы;

— большое собственное потребление электроэнергии.

Из-за этих недостатков приборы тепловой системы не получили широкого распространения и применяются в настоящее время для грубых измерений токов с частотой до 1 000 000 *гц*. При измерениях более высокопеременных токов погрешности возрастают до 5%.

На самолетах приборы тепловой системы применялись в качестве антенных амперметров, однако в настоящее время они вытеснены термоэлектрическими приборами.

Термоэлектрическая система

Для радиоизмерений, т. е. для измерения токов звуковой и высокой частоты, вместо приборов тепловой системы в настоящее время обычно применяются приборы термоэлектрической системы. На самолетах термоэлектрические приборы применяются не только для радиоизмерений, но также для измерения высоких температур. Подробно об этом будет сказано ниже, здесь укажем лишь на возможность применения термоэлектрических приборов для электрических измерений.

Приборы термоэлектрической системы основаны на использовании термоэлектрического явления, открытого в 1756 г. русским академиком Ф. У. Эпинусом и заключающегося в том, что в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников, при неодинаковой температуре контактов (спаев) этих проводников возникает электрический ток, величина которого пропорциональна разности температур спаев. Этот ток, обусловленный своеобразием движения электронов в такой цепи, называется термоэлектрическим током, а электродвижущая сила, его поддерживающая,— *термоэлектродвижущей силой (ТЭДС)*.

В металлах электроны постоянно находятся в состоянии беспорядочного движения, интенсивность которого возрастает с повышением температуры. Если различные участки металлического проводника имеют разную температуру, то в нем наблюдается явление перехода электронов из более нагретых участков в участки с меньшей температурой. В результате между участками проводника появится разность электрических потенциалов. Для различных металлов при одинаковой разности температур участков эта разность потенциалов неодинакова.

Кроме того, если спаять (или сварить) два проводника из разных металлов, то между ними возникнет контактная разность потенциалов, обусловленная проникновением (диффузией) свободных электронов из одного металла в другой. Контактная разность потенциалов также зависит от температуры.

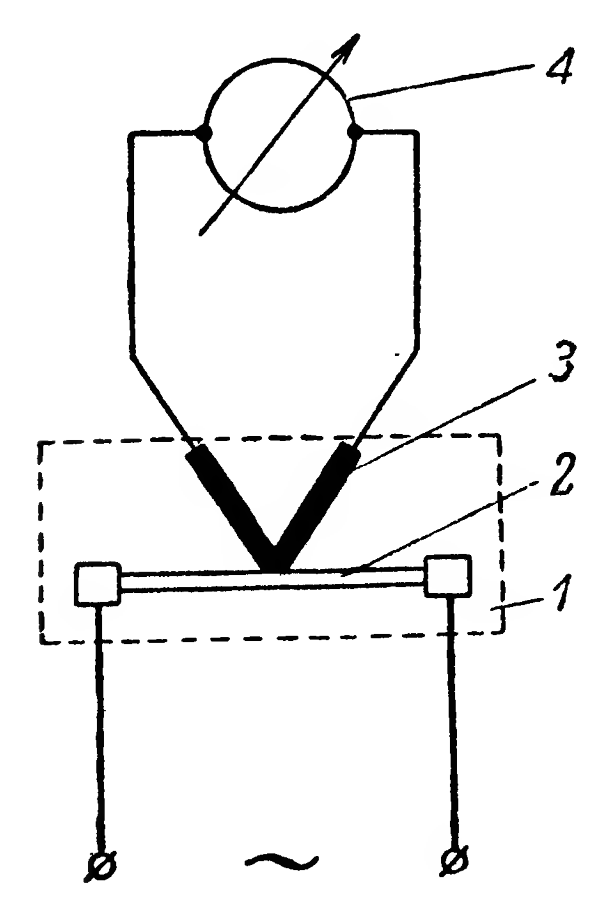
В результате этих явлений в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников, именуемых термоэлектродами, и появляется термоэлектродвижущая сила как следствие непрерывного превращения энергии теплового движения электронов в энергию электрического поля. Замкнутая цепь, образованная термоэлектродами, называется термопарой.

Термоэлектрический прибор, применяемый для электрических измерений, представляет собой совокупность термопары и измерителя термоэлектродвижущей силы (ТЭДС), в качестве которого применяются милливольтметры магнитоэлектрической системы (фиг. 132).

Для данной пары термоэлектродов величина ТЭДС прямо пропорциональна разности температур горячего (нагреваемого) и холодного (присоединяемого к измерителю) концов термопары.

Нагрев термопары в авиационных антенных амперметрах осуществляется от специального подогревателя, имеющего вид

проволочки, помещенной в стеклянный баллончик так, что середина ее касается места спая термопары. Проходя через подогреватель, электрический ток нагревает его, а последний нагревает спай термопары.



Фиг. 132. Принципиальная схема термоэлектрического прибора с подогревателем.

1—корпус подогревателя; 2—подогреватель; 3—спай термопары (горячий конец); 4—измеритель — магнитоэлектрический милливольтметр.

При установившемся тепловом равновесии разность температур горячего и холодного концов термопары пропорциональна квадрату эффективной силы тока, протекающего через подогреватель.

В самом деле, если принять Q — количество тепла, выделяемое в проводнике подогревателя; R — сопротивление подогревателя; Q_1 — количество тепла, рассеиваемое в подогревателе (с проводника подогревателя и спая термопары); S — поверхность проводника подогревателя и части термопары, заключенной в подогревателе; θ — конечная температура места спая термопары; θ_0 — начальная температура термопары (для холодного конца она останется неизменной), и повторить операции по выводу формулы (91), то получим подтверждение этой мысли.

Следовательно, и ТЭДС термопары пропорциональна квадрату измеряемого тока, а поскольку в качестве измерителя применяется магнитоэлектрический прибор, то шкала термоэлектрического вольтметра (амперметра) будет квадратичной.

Достоинства, недостатки и область применения

На самолетах термоэлектрические приборы находят применение для радиоизмерений в качестве антенных амперметров и миллиамперметров при измерении токов частотой до 7,5 *мггц*.

К достоинствам приборов термоэлектрической системы следует отнести:

— сравнительно высокую точность,— лабораторные приборы имеют точность порядка 0,5%, технические 1—2%; в малогабаритных приборах (в частности, в авиационных) основная погрешность при измерении токов частотой от 0,3 до 7,5 *мггц* не превышает $\pm 5\%$;

— простоту конструкции;

— отсутствие влияния внешних магнитных полей;

— малое собственное потребление мощности: в приборах на 2 *а* оно не превышает 0,003 *вт*;

— ничтожную собственную индуктивность и емкость (подогревателя), благодаря чему прибор практически не искажает характеристики измеряемой цепи;

— хорошее успокоение, обусловленное применением в качестве измерителя магнитоэлектрического прибора.

Недостатками термоэлектрических приборов являются:

— чувствительность к перегрузкам: перегрузка в 10% уже опасна для прибора (подогреватель может перегореть); (авиационные антенные амперметры допускают перегрузку 50% в течение не более 1 мин.);

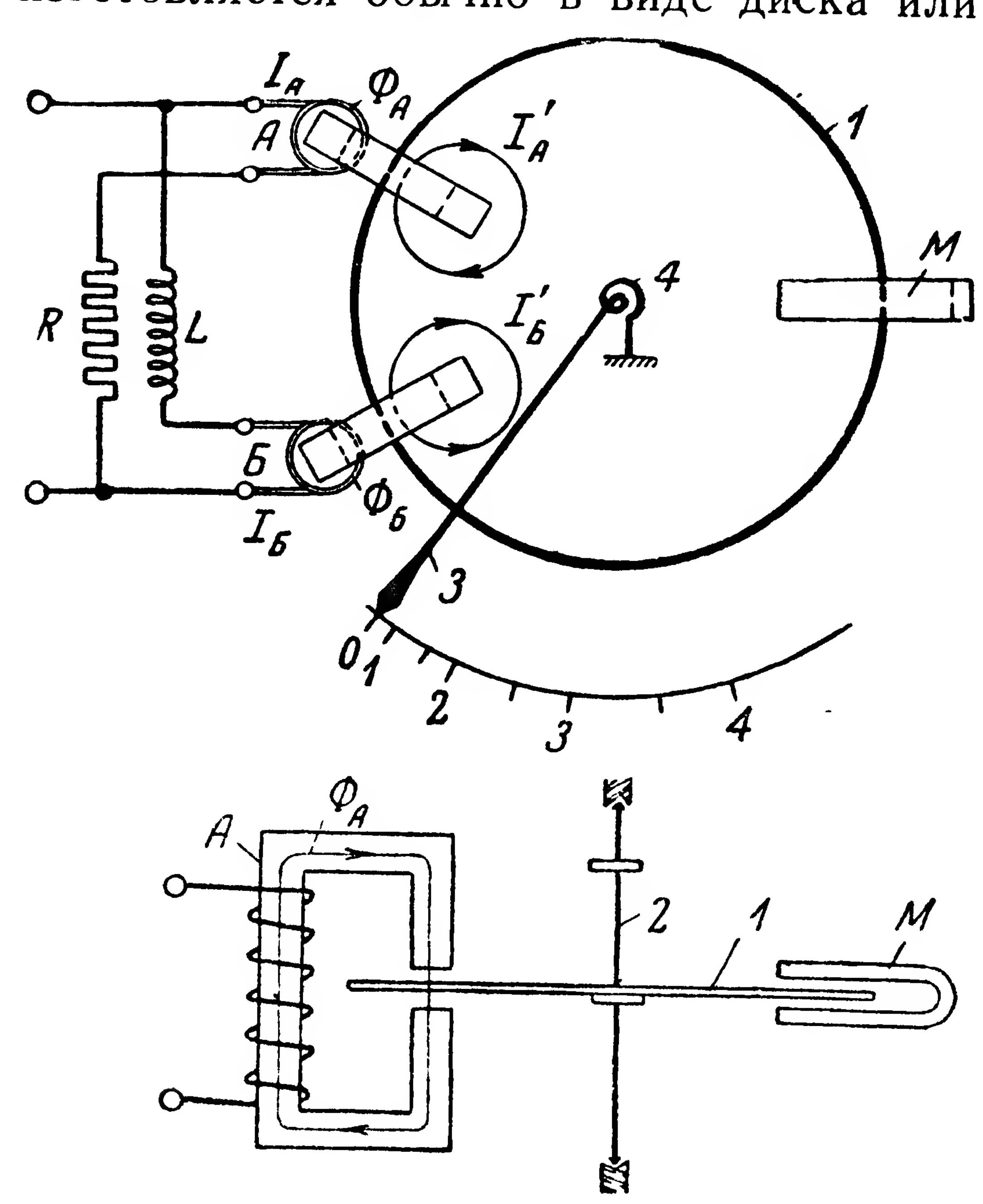
— зависимость показаний от температуры: дополнительная погрешность от изменения внешней температуры на 10° С составляет 1—2%;

— неравномерность шкалы;

— запаздывание показаний из-за тепловой инерции подогревателя и термопары.

Индукционная система

Приборы индукционной системы основаны на взаимодействии переменных магнитных потоков с токами, индуктированными (наведенными) этими потоками в подвижной части прибора. Подвижная система изготовляется обычно в виде диска или цилиндра.



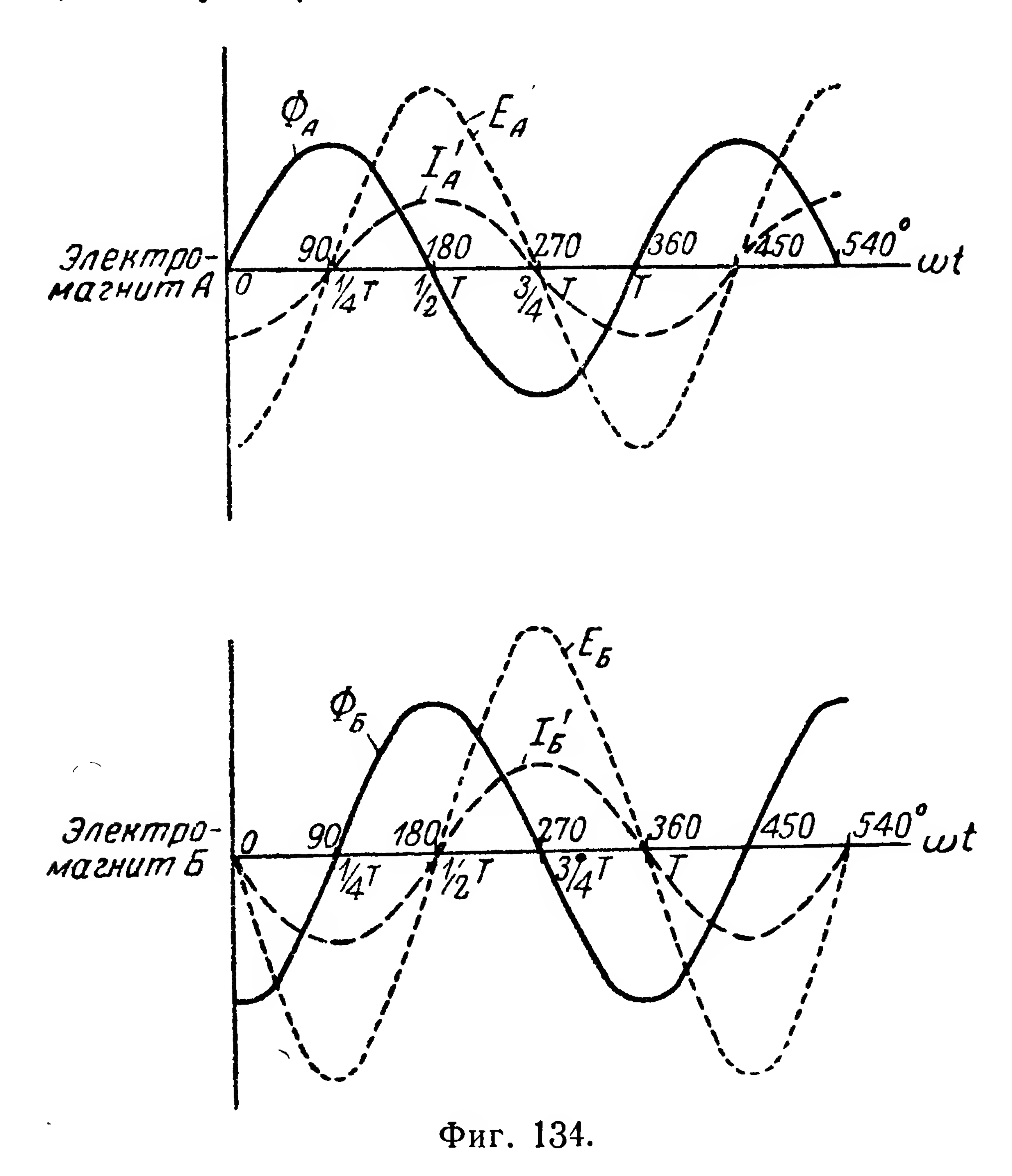
Фиг. 133. Схема устройства индукционного прибора с подвижной системой в виде диска.

1—алюминиевый диск; 2—ось вращения диска; 3—указательная стрелка; 4—плоская спиральная пружина, противодействующая вращению диска; *А* и *Б*—электромагниты; *R* и *L* —чисто омическое и чисто индуктивное сопротивления, включаемые последовательно обмоткам электромагнитов для обеспечения нужного сдвига фаз между токами $I_А$ и $I_Б$; *М*—постоянный магнит-успокоитель.

Действие индукционного прибора с подвижной системой в виде диска (фиг. 133) можно представить следующим образом.

Алюминиевый диск *1*, укрепленный на одной оси с указательной стрелкой, расположен в воздушном зазоре между электромагнитами *А* и *Б*. Электромагниты сдвинуты один относительно другого в пространстве и соединены параллельно. Проходя по катушкам электромагнитов, переменные токи $I_А$ и $I_Б$, сдвинутые по фазе на некоторый угол ψ, создадут переменные же магнитные потоки $Ф_А$ и $Ф_Б$, также сдвинутые на этот же угол ψ. Магнитные потоки $Ф_А$ и $Ф_Б$, пронизывая диск, наведут в нем ЭДС ($E_А$ и $E_Б$), которые вызовут в диске совпадающие с ними по фазе токи $I'_А$ и $I'_Б$ (фиг. 134).

Сдвиг фаз между токами $I_А$ и $I_Б$ осуществляется включением обмоток по особой схеме с применением дросселей и сопротивлений, которые подбирают таким образом, чтобы угол ψ был равен примерно 90°.



Фиг. 134.

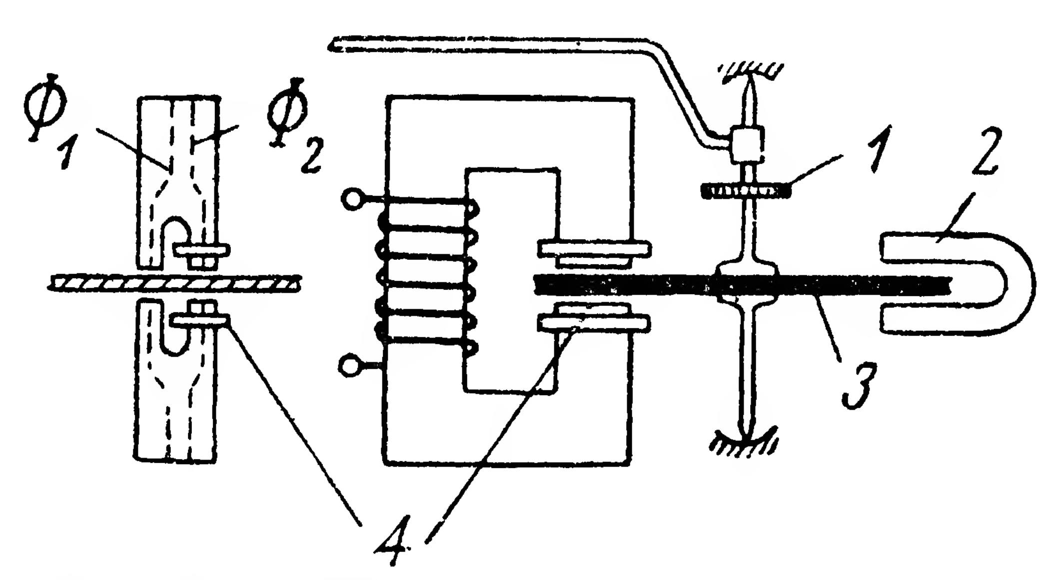
Согласно закону электромагнитной индукции ЭДС отстает от индуктирующего ее потока на угол 90°,— таким образом, и токи $I'_А$ и $I'_Б$ (если пренебречь несовпадением их по фазам с ЭДС, что вполне допустимо, так как сопротивление диска можно считать чисто активным) будут отставать от соответствующих потоков на угол 90°.

В результате взаимодействия магнитного потока $Ф_А$ с током $I'_Б$ возникает сила $F_{АБ}$, а в результате взаимодействия потока $Ф_Б$ с током $I'_А$ возникает сила $F_{БА}$.

Из электротехники известно, что механическое усилие, возникающее от взаимодействия магнитного потока и тока, текущего в плоскости, перпендикулярной этому потоку, пропорционально току и величине потока. Этот закон для действующих значений тока и потока может быть представлен выражением

$$F = CI\Phi \cos(\widehat{I\Phi}). \tag{92}$$

Из этого выражения видно, что если угол между током и потоком составляет 90°, то механическое усилие от их взаимодействия не возникает, так как в этом случае $\cos(\widehat{I\Phi}) = \cos 90° = 0$. Это важное положение объясняет, почему в индукционном приборе должна применяться такая электромагнитная система (или конструкция магнитопровода), которая создавала бы, как минимум,



Фиг. 135. Схема устройства «однопоточного» индукционного амперметра.

1—противодействующая пружина; 2—постоянный магнит магнитного успокоителя; 3—чувствительный элемент (диск из диамагнитного материала); 4—короткозамкнутый виток $w_к$.

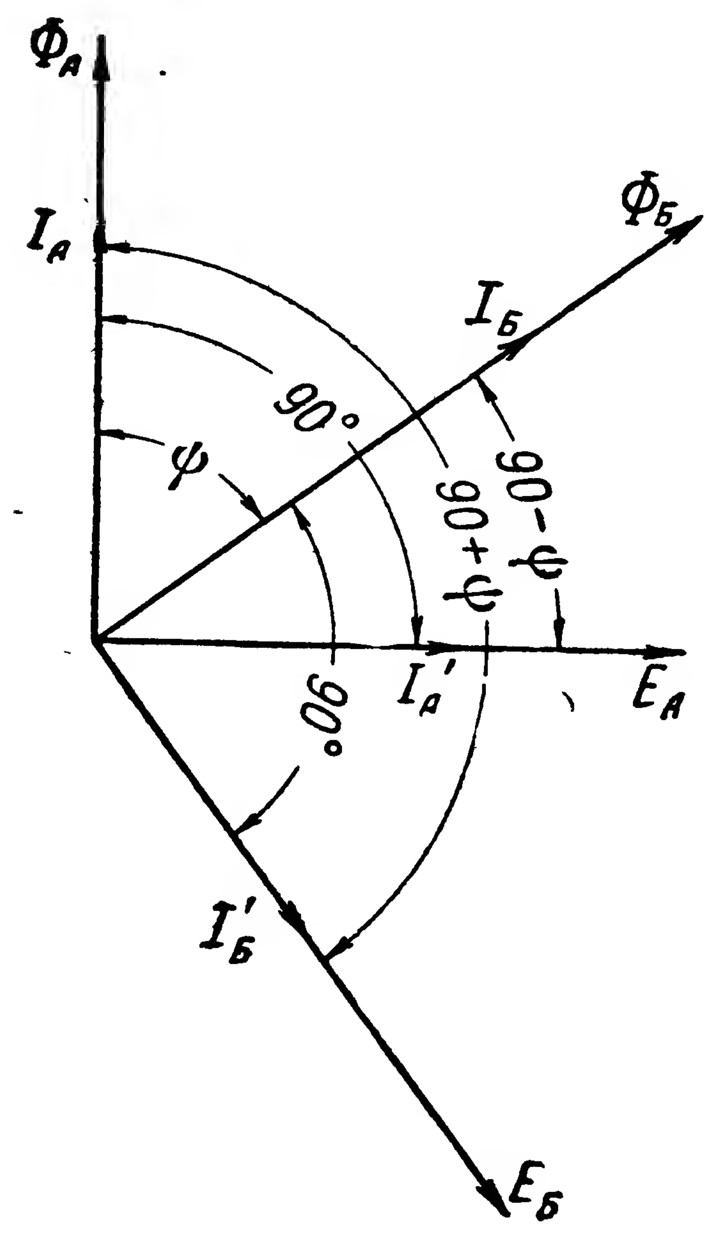
два потока, сдвинутых один относительно другого по фазе. В самом деле, от взаимодействия потока Φ_A с порожденным им током I'_A, как и от взаимодействия потока $\Phi_Б$ с током $I'_Б$, механические усилия возникнуть не могут, потому что угол сдвига между этими потоками и соответствующими токами составляет 90°.

Существуют схемы так называемых «однопоточных» индукционных приборов. Одна из этих схем приведена на фиг. 135. Как видно из схемы, полюса магнитопровода расщеплены на две части, на одной из которых помещается короткозамкнутый виток $w_к$. Таким образом, хотя прибор и имеет один магнитопровод, в воздушном зазоре фактически получается два магнитных потока Φ_1 и Φ_2, отличающиеся по фазе. Подобные «однопоточные» приборы, так же как и «однопоточные» индукционные приборы с подвижной рамкой, предназначены для использования в качестве амперметров и вольтметров, однако широкого распространения они не получили.

Величина сил $F_{АБ}$ и $F_{БА}$ может быть определена из уравнения (92). Условимся считать за положительное направление сил $F_{АБ}$ и $F_{БА}$ такое, при котором контур тока притягивается взаимодей-

ствующим с ним потоком. Для облегчения выбора углов на фиг. 136 приведена векторная диаграмма индукционного прибора; из этой диаграммы видно, что если сдвиг фаз между потоками Φ_A и $\Phi_Б$ равен ψ, то угол между Φ_A и $I'_Б$ будет равен $90 + \psi$, а угол между $\Phi_Б$ и I'_A составит $90 - \psi$. Так как

$$\cos(90+\psi) = -\sin\psi, \quad \text{а} \quad \cos(90-\varphi) = \sin\psi,$$



Фиг. 136. Векторная диаграмма индукционного прибора.

то можно написать

$$F_{AБ} = -C_1\Phi_A I'_Б \sin\psi, \qquad (93)$$

$$F_{БA} = C_2\Phi_Б I'_A \sin\psi. \qquad (94)$$

Знак минус силы $F_{AБ}$ показывает, что в действительности сила $F_{AБ}$ направлена в ту же сторону, что и сила $F_{БA}$, поскольку раньше мы условились за положительное направление сил считать такое, при котором (независимо от знака) ток $I'_Б$ притягивается потоком $\Phi_Б$, а ток $I'_Б$ — потоком Φ_A.

Для наглядного пояснения процесса взаимодействия токов и потоков в индукционном приборе на фиг. 137 показаны отдельные моменты, соответствующие $1/4$, $1/2$, $3/4$ и 1 периоду. Схема построена в соответствии с кривыми, приведенными на фиг. 134.

Направление сил $F_{AБ}$ и $F_{БA}$ на схемах фиг. 137 определялось по правилу левой руки.

Для простоты и наглядности на фиг. 137 токи I'_A и $I'_Б$ умышленно показаны в виде стрелок, а не в виде замкнутых контуров, какими они являются в действительности.

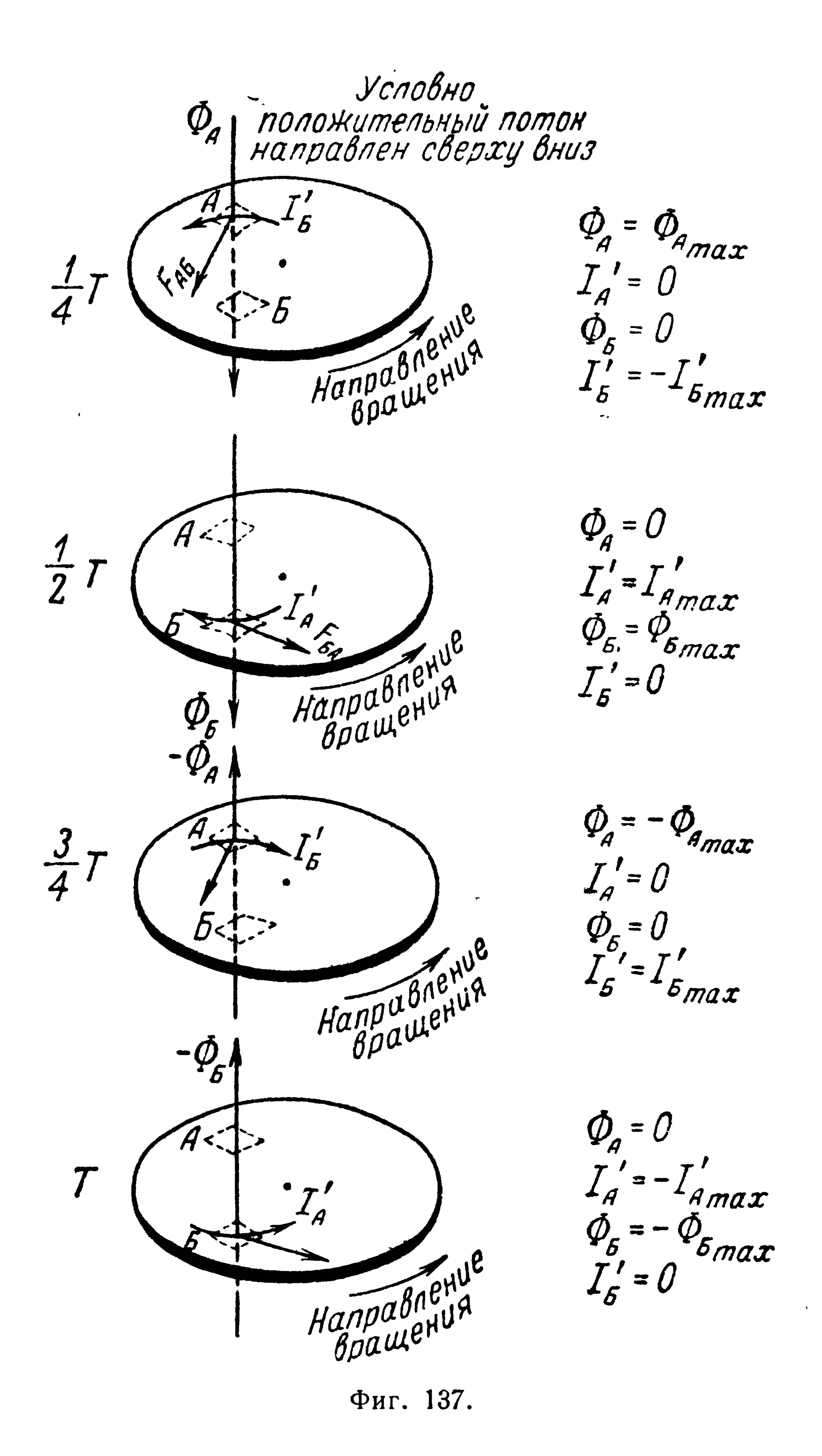
Таким образом, результирующая сила F, действующая на диск, определится как алгебраическая сумма сил $F_{БA}$ и $F_{AБ}$:

$$F = F_{БA} + (-F_{AБ}) = C_2\Phi_Б I'_A \sin\psi + C_1\Phi_A I'_Б \sin\psi;$$

$$F = (C_2\Phi_Б I'_A + C_1\Phi_A I'_Б)\sin\psi.$$

Так как ЭДС, наводимая некоторым потоком, прямо пропорциональна частоте и величине этого потока, а при неизменном сопротивлении ток в проводнике прямо пропорционален величине вызвавшей его ЭДС, то можем записать

$$I'_A = C'f\Phi_A; \quad I'_Б = C''f\Phi_Б.$$


Условно положительный поток направлен сверху вниз
Φ_A
A
$I'_Б$
$F_{AБ}$
Б
$\frac{1}{4}T$
Направление вращения
$\Phi_A = \Phi_{A max}$
$I'_A = 0$
$\Phi_Б = 0$
$I'_Б = -I'_{Б max}$
A
$\frac{1}{2}T$
I'_A
$F_{БA}$
Б
Направление вращения
$\Phi_A = 0$
$I'_A = I'_{A max}$
$\Phi_Б = \Phi_{Б max}$
$I'_Б = 0$
$\Phi_Б$
$-\Phi_A$
A
$I'_Б$
$\frac{3}{4}T$
Б
Направление вращения
$\Phi_A = -\Phi_{A max}$
$I'_A = 0$
$\Phi_Б = 0$
$I'_Б = I'_{Б max}$
$-\Phi_Б$
A
T
I'_A
Б
Направление вращения
$\Phi_A = 0$
$I'_A = -I'_{A max}$
$\Phi_Б = -\Phi_{Б max}$
$I'_Б = 0$
Фиг. 137.

Подставив эти значения токов в выражение результирующей силы, будем иметь

$$F = C_3 f \Phi_A \Phi_Б \sin \psi, \qquad (95)$$

где

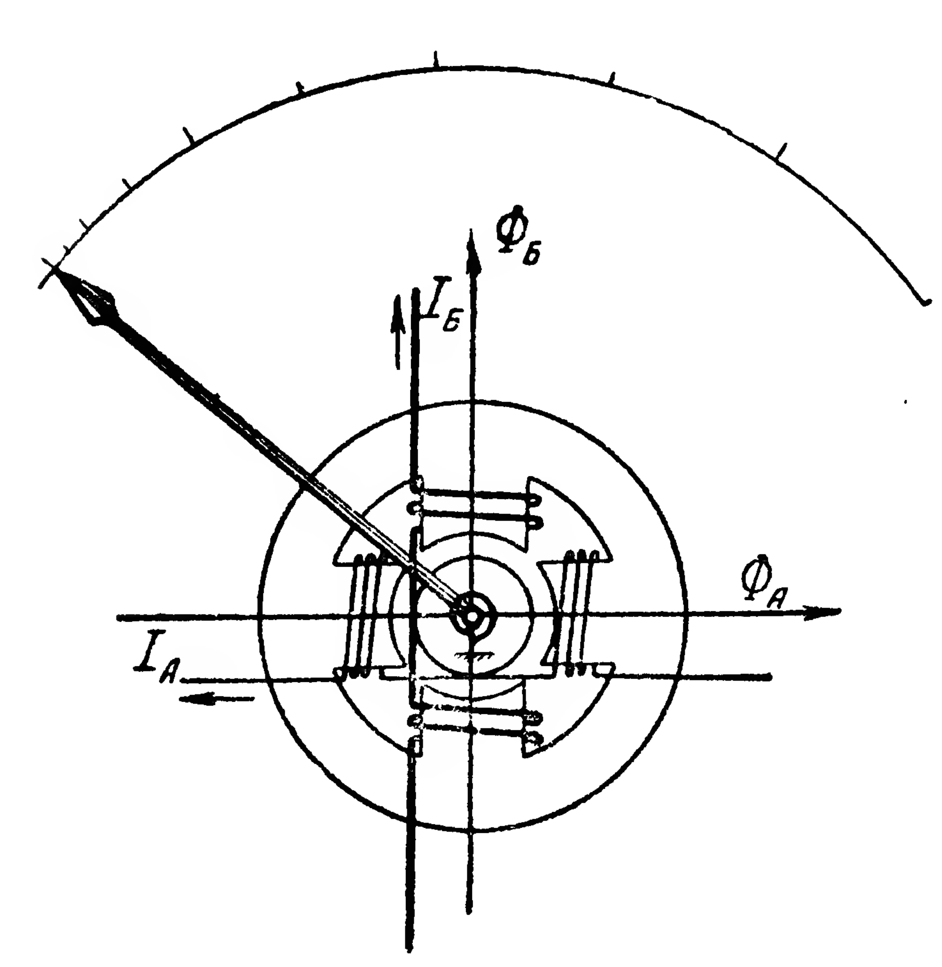
$$C_3 = C_2 C' + C_1 C''.$$

Плечо силы F в нашем случае будет величиной постоянной, равной длине перпендикуляра, опущенного из центра диска на направление силы F.

Таким образом, вращающий момент индукционного прибора пропорционален магнитным потокам, их частоте и синусу угла сдвига фаз между ними:

$$M_{вр} = k f \Phi_A \Phi_Б \sin \psi. \qquad (96)$$

Коэффициент пропорциональности k зависит от конструкции прибора и для данного прибора является величиной постоянной.



Фиг. 138. Схема устройства индукционного прибора с подвижной системой в виде цилиндра.

Точно таким же образом можно вывести формулу вращающего момента и для индукционного прибора с подвижной системой в виде вращающегося цилиндра (фиг. 138). Физическая картина воздействия переменных токов в приборах с диском и цилиндром отличается тем, что в приборах с диском токи создают так называемое *бегущее* магнитное поле, а в приборах с цилиндром — *вращающееся* магнитное поле. Если же цилиндр развернуть в ленту, то в этом случае магнитное поле можно считать бегущим.

Следовательно, формула (96) справедлива для любого индукционного прибора.

При работе индукционного прибора в качестве ваттметра противодействующий момент создается плоской спиральной пружиной, т. е.

$$M_{пр} = C_{пр} \alpha,$$

где $C_{пр}$ — постоянная пружины;

α — угол поворота диска.

Обмотка одного из электромагнитов ваттметра включается в цепь последовательно, а другая параллельно; следовательно, магнитный поток одного электромагнита пропорционален току цепи, а другой — напряжению.

Для данной частоты уравнение шкалы индукционного ваттметра имеет вид

$$\alpha = k'UI \sin \psi. \quad (97)$$

Известно, что мощность переменного тока определяется выражением $P = U \cdot I \cdot \cos \varphi$, где $\cos \varphi$ носит название коэффициента мощности.

Для того чтобы в формуле (97) угол α соответствовал определенному значению мощности, $\sin \psi$ должен быть равен $\cos \varphi$, а это возможно, только когда ψ будет равно $90 - \varphi$ или $\psi + \varphi = 90°$.

Влияние внешних факторов на работу прибора

Внешние магнитные поля почти не оказывают влияния на работу прибора, так как благодаря незначительному сопротивлению магнитной цепи индукционные приборы обладают сильным магнитным полем и большим вращающим моментом.

Изменение частоты сильно сказывается на показаниях прибора [см. формулу (96)]. Изменение частоты приводит к изменению вращающего момента; кроме того, с изменением частоты изменяются реактивные сопротивления в цепи прибора, что приводит к изменению сдвига фаз между токами и потоками.

Изменение окружающей температуры влияет на величину активного сопротивления диска, а следовательно, изменяет вращающий момент и вносит дополнительные погрешности в показания, достигающие 1—2% на 10° С. Обычно основная погрешность индукционных приборов составляет 1,5—2,5%.

Достоинства, недостатки и область применения

Достоинства индукционных приборов:

— большой вращающий момент, доходящий до 10 *гсм;*

— стойкость к перегрузкам; так как не требуется подвод тока к подвижной системе и так как вращающий момент прибора велик, подвижная система может быть весьма прочной.

Недостатки:

— пригодность только для переменного тока одной (для данного прибора) частоты;

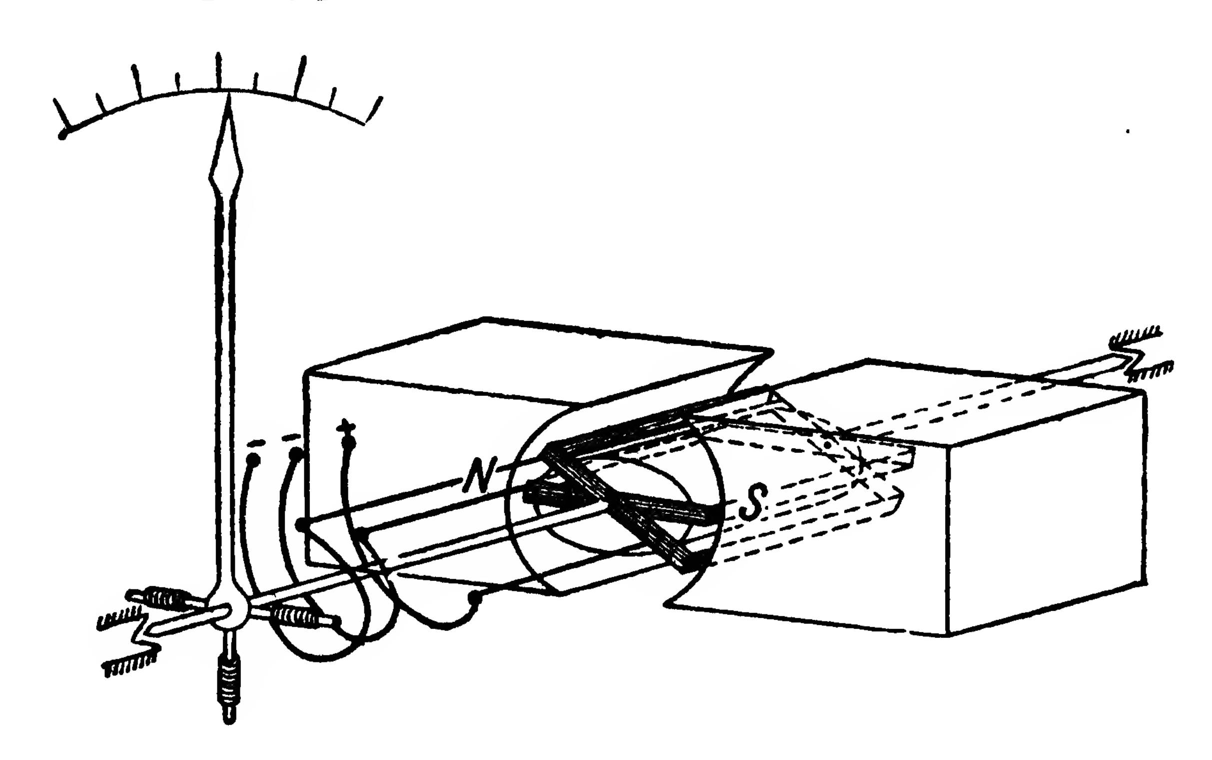
— значительные погрешности при изменениях температуры и, как следствие этого, малая точность показаний, исключающая возможность применения индукционных приборов для точных измерений.

Индукционные приборы в настоящее время находят применение главным образом как счетчики электрической энергии, указатели порядка следования фаз и ваттметры.

§ 13. ЛОГОМЕТРЫ

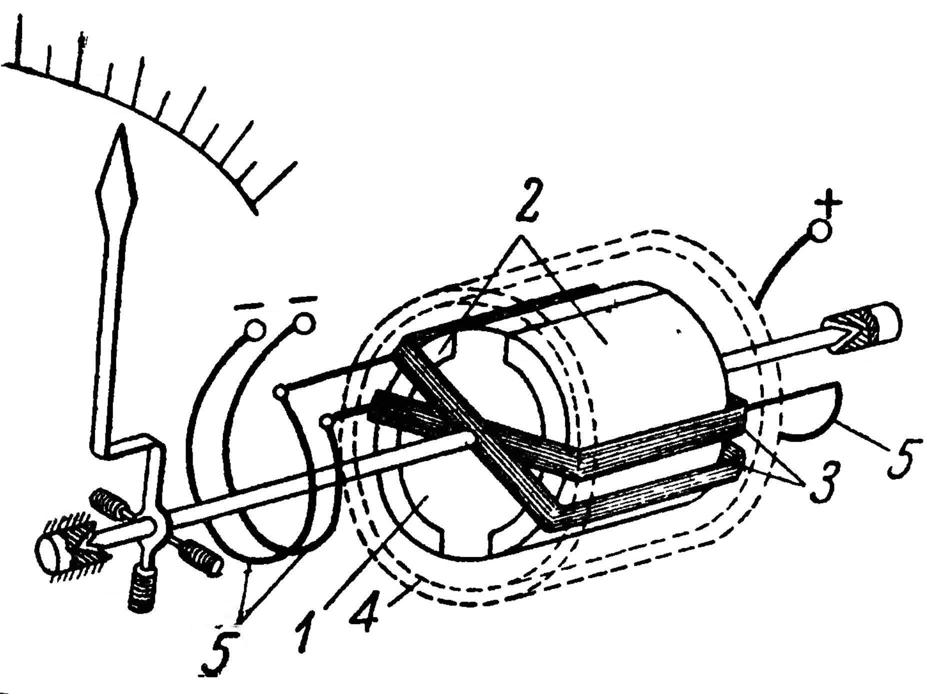
При измерении электрических сопротивлений показывающими приборами на точность измерения значительно влияет нестабильность напряжения источников питания.

Если бы, например, в качестве указателя авиационного электрического термометра сопротивления применить обычный магнитоэлектрический миллиамперметр, то погрешность измерения, обусловленная только допускаемой нестабильностью напряжения бортовой самолетной сети (± 1 *в*), составила бы до 4° С на 100° С измеряемой температуры.



Фиг. 139. Конструктивная схема симметричного логометра с магнитом, полюса которого расположены с внешней стороны подвижных катушек.

В настоящее время в качестве показывающих приборов в схемах измерения электрических сопротивлений и в качестве указателей электрических дистанционных передач широкое применение получили *измерители отношения токов* — логометры, показания которых практически не зависят от колебания напряжения источника питания в значительных пределах.



Фиг. 140. Конструктивная схема симметричного логометра с внутрирамочным неподвижным магнитом.

1—цилиндрический магнит; *2*—полюсные наконечники; *3*—подвижные катушки; *4*—магнитопровод и экран из мягкого железа; *5*—токоподводы.

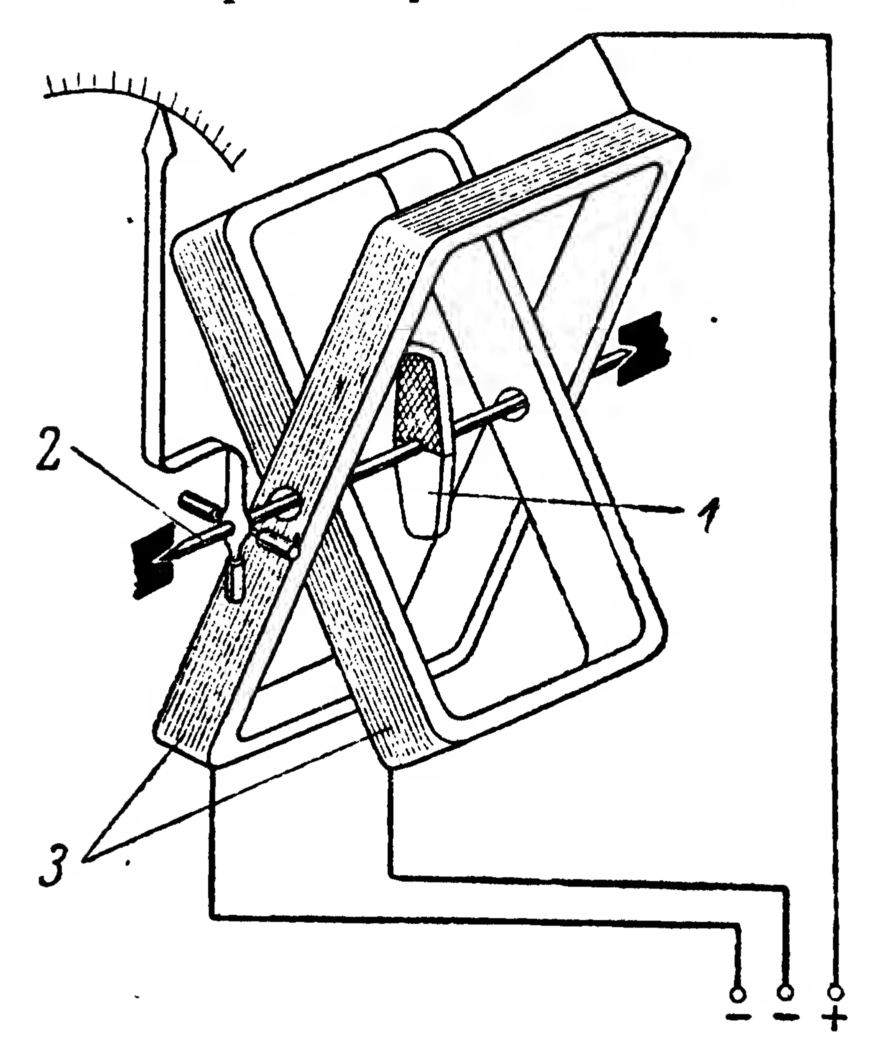
Принципиально логометры могут быть самых различных систем. В качестве указателей авиационных приборов наибольшее распространение имеют логометры магнитоэлектрической системы. Логометры в авиационных приборах чаще всего используются не как электроизмерительные приборы, а как электрические приборы для измерения неэлектрических величин.

Магнитоэлектрические логометры изготовляются по одной из трех конструктивных схем: с неподвижным магнитом, полюса которого расположены с внешней стороны подвижных катушек (фиг. 139), с внутрирамочным неподвижным магнитом (фиг. 140)

и с подвижным магнитом (фиг. 141). Физическая сущность процессов, протекающих в каждом из них, не имеет принципиального различия.

Отличительными особенностями логометра по сравнению с обычным магнитоэлектрическим прибором являются:

1. Наличие не одной, а двух подвижных катушек, жестко скрепленных между собой под некоторым углом (в логометрах с подвижным магнитом вместо одной ставят две, три или четыре неподвижных катушки). Катушки намотаны так, что протекающие через них токи создают моменты, направленные в противоположные стороны.



Фиг. 141. Конструктивная схема симметричного логометра с подвижным магнитом.

1—подвижный магнит; *2*—ось подвижного магнита со стрелкой; *3*—неподвижные катушки.

2. Отсутствие механических устройств (даже плоских спиральных пружин), которые создавали бы противодействующий момент. Равновесие подвижной системы логометра наступает при равенстве вращающих моментов подвижных катушек или при повороте магнита в направлении результирующего магнитного поля. Ток к подвижным катушкам подводится с помощью очень тонких, свитых спиралью ленточек с ничтожно малым моментом сопротивления.

3. Искусственно создаваемая в логометрах с подвижными катушками неравномерность распределения магнитного поля в воздушном зазоре.

Логометры с подвижными катушками

На фиг. 142 представлена простейшая схема симметричного магнитоэлектрического логометра с внешним магнитом, включенного для измерения сопротивлений. Последовательно с одной из катушек включено постоянное (обычно манганиновое или константановое), известное сопротивление, последовательно с другой катушкой — измеряемое сопротивление. Обозначим:

M_1 и M_2 — вращающие моменты катушек K_1 и K_2;

B_1 и B_2 — магнитные индукции в воздушном зазоре в местах расположения активных сторон каждой из катушек;

α_1 и α_2 — угол, образуемый плоскостью каждой из катушек с направлением магнитного потока в данном месте воздушного зазора;

I_1 и I_2 — токи в каждой из катушек;

R_1 и R_2 — сопротивление катушек;

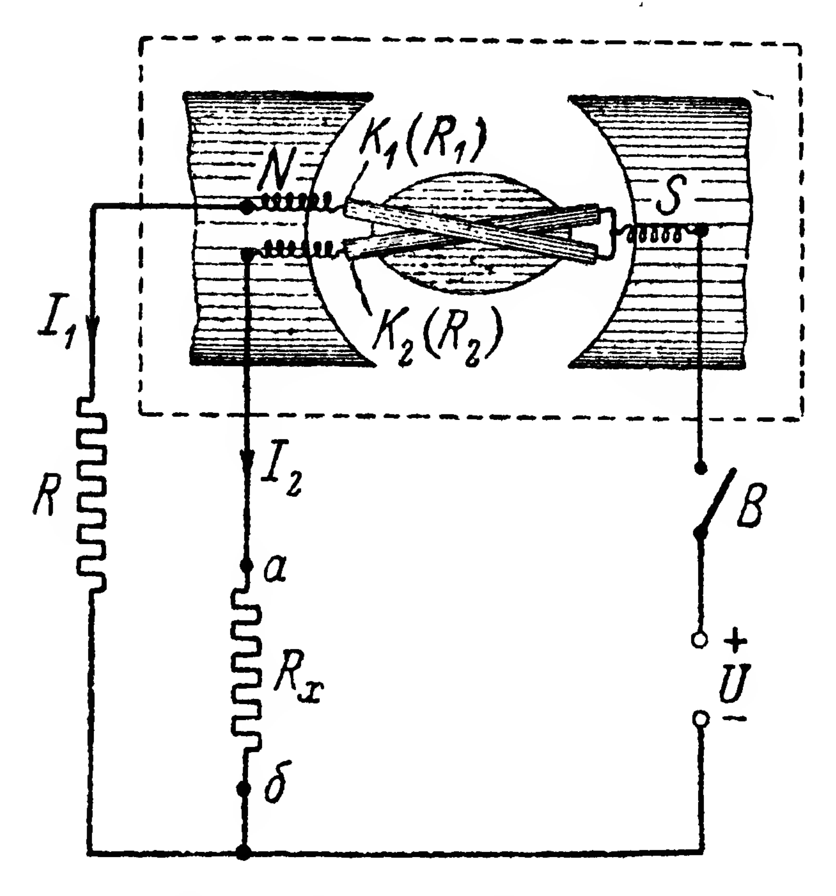
C_1 и C_2 — постоянные коэффициенты.

На основании уравнения (60) вращающего момента для магнитоэлектрического прибора и учитывая неравномерность индукции в воздушном зазоре, можем записать

$$M_1 = C_1 B_1 I_1 \cos \alpha_1,$$

$$M_2 = C_2 B_2 I_2 \cos \alpha_2.$$

Так как моменты M_1 и M_2 направлены в противоположные стороны и никаких других моментов нет, то равновесие подвижной системы установится в том или ином ее положении при равенстве этих моментов:



Фиг. 142. Схема магнитоэлектрического логометра с внешним магнитом.

K_1; K_2 —подвижные катушки; R —постоянное (известное) сопротивление; R_x—измеряемое сопротивление; а, б—клеммы для подключения измеряемого сопротивления; В—выключатель питания схемы.

$$C_1 B_1 I_1 \cos \alpha_1 = C_2 B_2 I_2 \cos \alpha_2. \quad (98)$$

Отсюда можно написать:

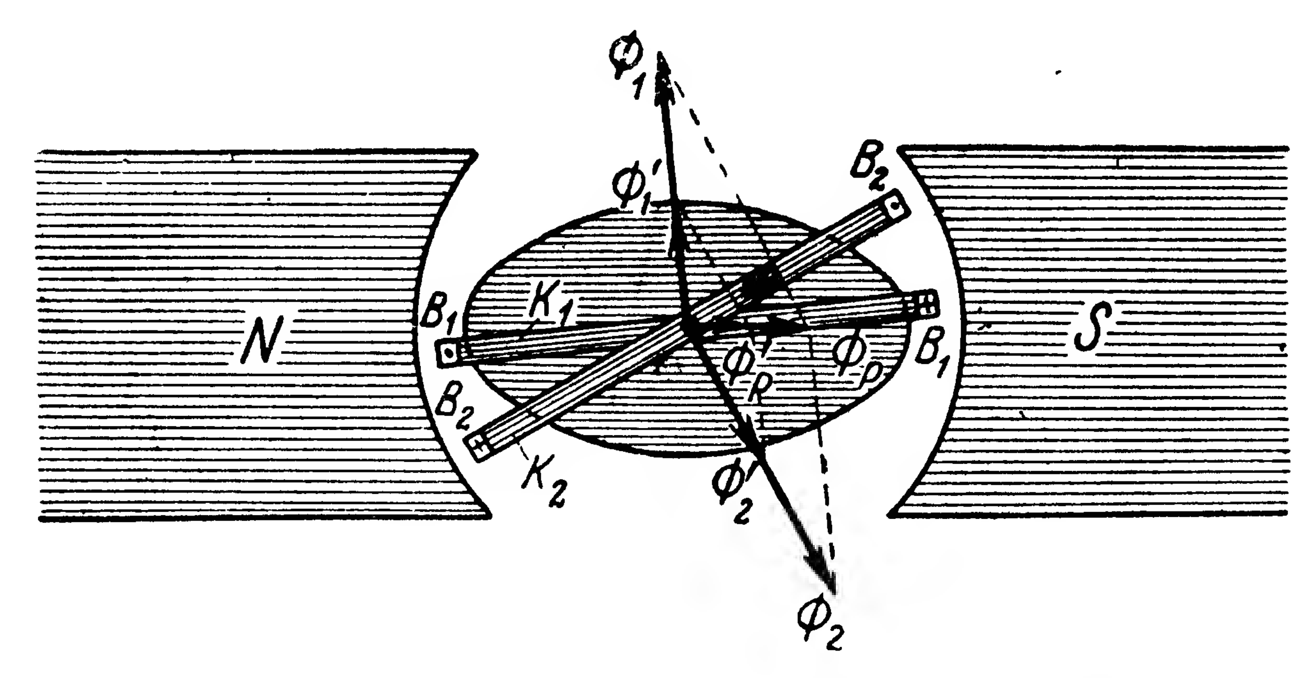
$$\frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1} = \frac{C_1 B_1}{C_2 B_2} \frac{I_1}{I_2}.$$

Следовательно, условие равновесия подвижной системы прибора содержит не сумму или разность токов I_1 и I_2, а их отношение, которым, таким образом, и определяются показания прибора.

Основным достоинством логометра является независимость его показаний от напряжения источника питания. В самом деле, если напряжение U (фиг. 142) изменится в ту или другую сторону, то это приведет к соответствующему в том же отношении изменению токов I_1 и I_2, но равенство (98) от этого не нарушится, так как обе части его увеличатся или уменьшатся в одно и то же количество раз, а это значит, что равновесие подвижной системы логометра при изменении напряжения источника питания не нарушится.

Такой же вывод можно сделать на основании векторной диаграммы магнитных полей логометра, приведенной на фиг. 143. Допустим, что напряжение источника питания уменьшилось в два раза. Это значит, что соответственно токи I_1 и I_2 и создаваемые ими потоки Φ_1 и Φ_2 также уменьшатся в два раза, т. е. поток Φ_1 уменьшится до Φ_1', а Φ_2 до Φ_2'. С помощью простого геометрического построения нетрудно убедиться, что при этом лишь уменьшится (в два раза) результирующий поток $\Phi_р$, но направление его не изменится. А это значит, что система останется в равновесии, так как результирующий вектор магнитных потоков, создаваемых катушками, попрежнему будет совпадать с направлением основного магнитного потока постоянного магнита.

Заметим, однако, что независимость показания логометра от напряжения источника нельзя понимать в абсолютном смысле, т. е. что показания логометра не изменятся при любом изменении напряжения по отношению к номиналу, на который рассчитан прибор. При значительном уменьшении напряжения вращающие моменты, создаваемые катушками, уменьшатся настолько, что станут соизмеримыми с моментами, которые вызываются в приборе трением в подпятниках и наличием токоподводящих проводников; в результате погрешности измерения недопустимо возрастут. При значительном увеличении напряжения токи могут быть настолько велики, что прибор не выдержит перегрузки. Поэтому на логометрах (или в их паспортах) указываются, кроме номинальных, также минимально и максимально допустимые напряжения источников питания.



Фиг. 143. Векторная диаграмма магнитных потоков логометра с внешним магнитом.

Определим из схемы (фиг. 142) значения токов I_1 и I_2 и подставим их в уравнение (98):

$$I_1 = \frac{U}{R_1 + R}; \quad I_2 = \frac{U}{R_2 + R_x};$$

$$\frac{C_1 B_1 \cos \alpha_1}{R_1 + R} = \frac{C_2 B_2 \cos \alpha_2}{R_2 + R_x}. \tag{99}$$

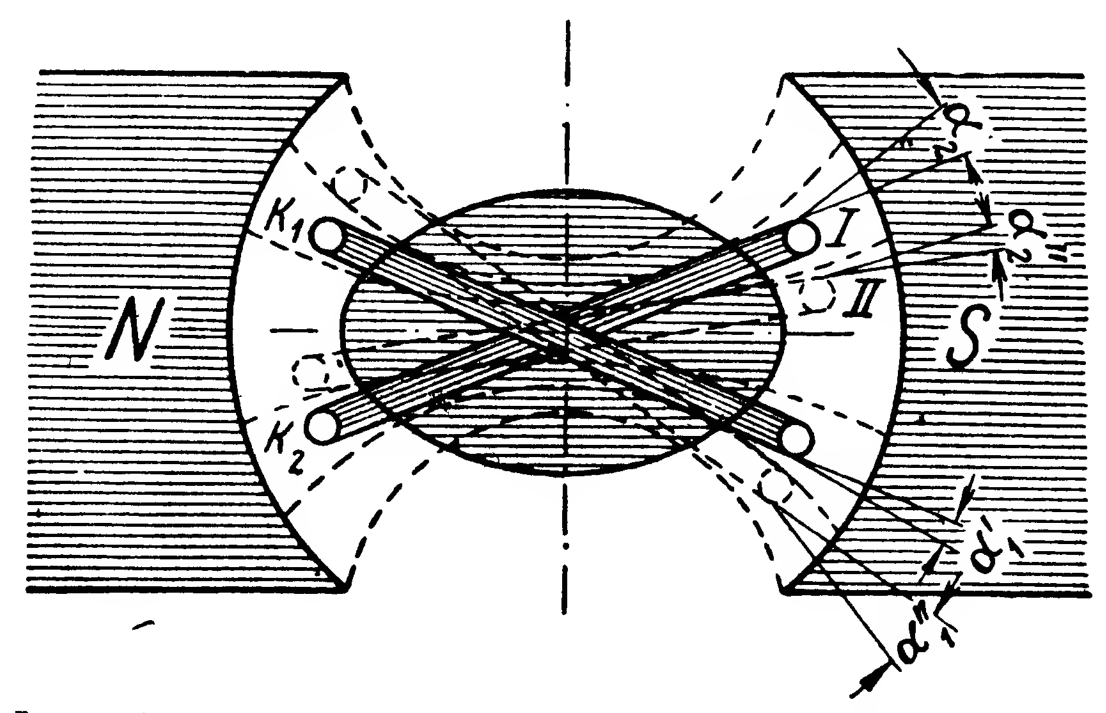
Уравнение (99) позволяет объяснить третью особенность логометра, отличающую его от обычного магнитоэлектрического прибора: для логометра недопустим равномерно распределенный и радиально направленный магнитный поток в воздушном зазоре.

В самом деле, при радиально равномерном магнитном потоке в любом месте воздушного зазора будем иметь $B_1 = B_2 = B_0$ и $\alpha_1 = \alpha_2 = 0$ (плоскости катушек направлены по радиусу и поток направлен по радиусу) или $\cos \alpha_1 = \cos \alpha_2 = 1$. В этом случае уравнение (99) примет вид

$$\frac{C_1}{R_1 + R} = \frac{C_2}{R_2 + R_x}, \tag{100}$$

а это значит, что в приборе не будет зависимости между R_x и углом отклонения подвижной системы; поскольку же C_1, C_2, R_1, R_2 и R для данного прибора величины постоянные, то уравнение (99) будет справедливо лишь для одного вполне определенного значения R_x.

Такой вывод, сделанный из уравнения (99), можно подтвердить следующим примером. Допустим, что сопротивление R_x возросло на какую-то величину. Тогда ток в катушке K_2 уменьшится, а следовательно, уменьшится и вращающий момент M_2; в результате подвижная система выйдет из состояния равновесия и под влиянием момента M_1 будет поворачиваться по часовой стрелке до тех пор, пока моменты M_1 и M_2 не станут равны друг другу. Если магнитное поле в воздушном зазоре равномерное и радиально направленное,



Фиг. 144. Магнитное поле в воздушном зазоре магнитоэлектрического логометра с внешним магнитом и эллиптическим железным сердечником.

то равенство этих моментов никогда не наступит, и система будет вращаться непрерывно (если допустить отсутствие токоподводящих проводников и пренебречь моментами трения), так как нет причин, которые привели бы к уравниванию моментов M_1 и M_2. При неравномерном магнитном поле (фиг. 144) катушка K_2, поворачиваясь по часовой стрелке, попадает в область большей плотности магнитного потока, а катушка K_1, наоборот, в область меньшей плотности. Это значит, что по мере поворота подвижной системы вправо вращающий момент катушки K_2 будет возрастать (этому будет способствовать уменьшение угла α_2), а вращающий момент катушки K_1— убывать (этому будет способствовать увеличение угла α_1). В результате в каком-то новом положении подвижной системы моменты M_1 и M_2 снова станут равными друг другу, и движение системы прекратится (на фиг. 144 новое положение равновесия показано пунктиром).

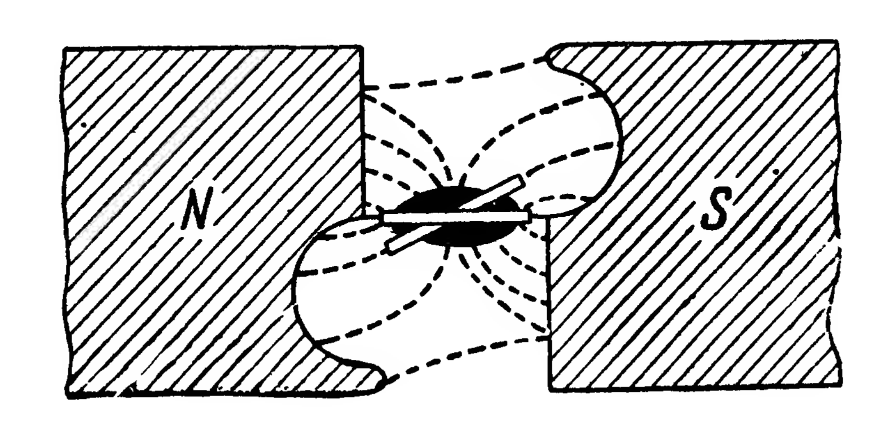
Таким образом, доказана необходимость создания неравномерного магнитного поля в воздушном зазоре магнитной системы логометра с внешним магнитом.

Желательное распределение магнитного потока в воздушном зазоре логометра с внешним магнитом достигается применением эллиптического сердечника или полюсных наконечников специаль-

ной формы (фиг. 145). Этими же способами добиваются равномерности шкалы логометра.

Рассмотрение физической картины работы прибора приводит к другому существенному выводу. Переход подвижной системы из одного положения равновесия в другое под влиянием изменения величины сопротивления R_x свидетельствует о том, что угол поворота системы зависит от величины сопротивления R_x, т. е.

$$\alpha = f(R_x).$$

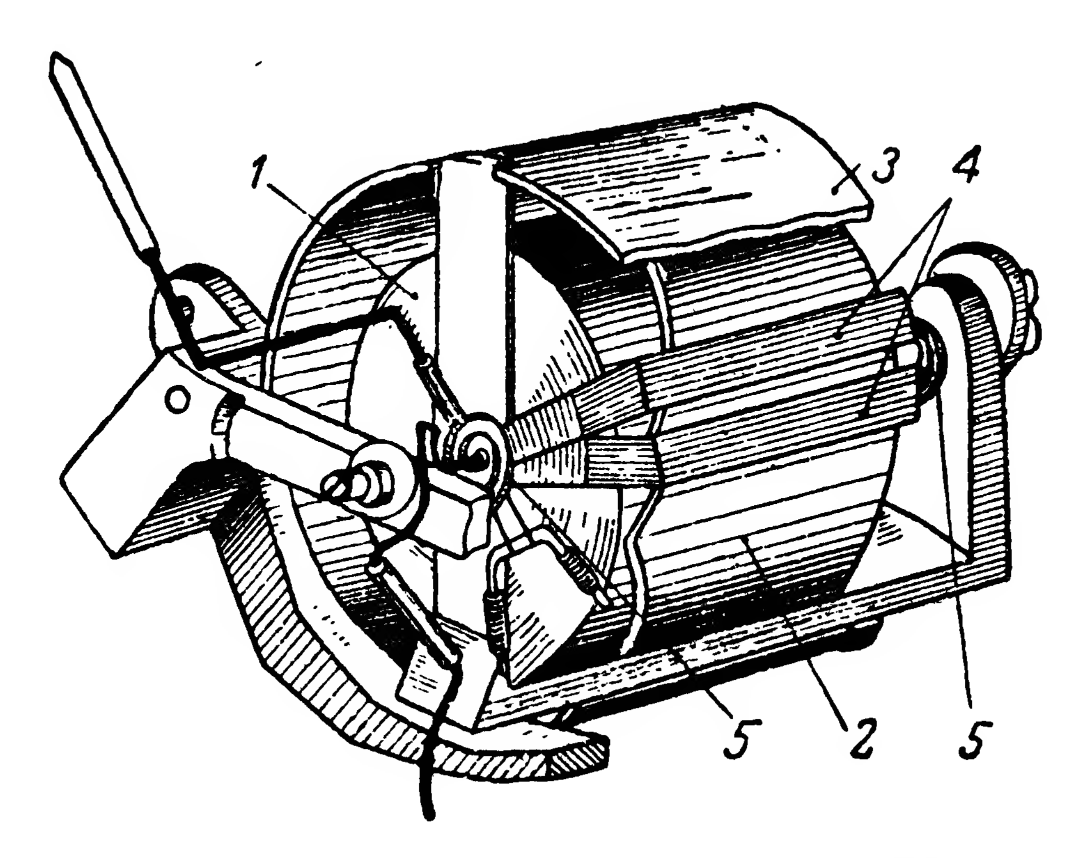


Фиг. 145. Вариант магнитной системы логометра с эллиптическим железным сердечником и с полюсными наконечниками специальной формы.

Таким образом, путем последовательного подключения к клеммам *а* и *б* (см. фиг. 142) известных сопротивлений и последующей отметки на шкале угла отклонения стрелки можно произвести градуировку шкалы логометра.

Типовая конструкция логометра с внутрирамочным магнитом изображена на фиг. 146. Принцип действия этого логометра ничем не отличается от принципа действия логометра с внешним магнитом.

Характерной особенностью магнитной системы с внутрирамочным магнитом является то, что в ней нет необходимости искусственно создавать неравномерность поля в воздушном зазоре, так как эта неравномерность предусмотрена конструкцией системы. Чтобы убедиться в этом, рассмотрим фиг. 147. При этом будем считать:



Фиг. 146. Магнитоэлектрический логометр с внутрирамочным магнитом.

1—цилиндрический постоянный магнит; *2*—полюсные наконечники особой формы для получения нужного характера шкалы; *3*—магнитопровод и экран из мягкого железа; *4*—подвижные катушки; *5*—токоподводы.

1) при намагничивании магнита создаются такие условия, которые обеспечивают пронизывание его равномерным прямолиней-

ным магнитным потоком; поэтому во всех точках сечения $I-I$ магнитную индукцию в теле магнита можно считать одинаковой;

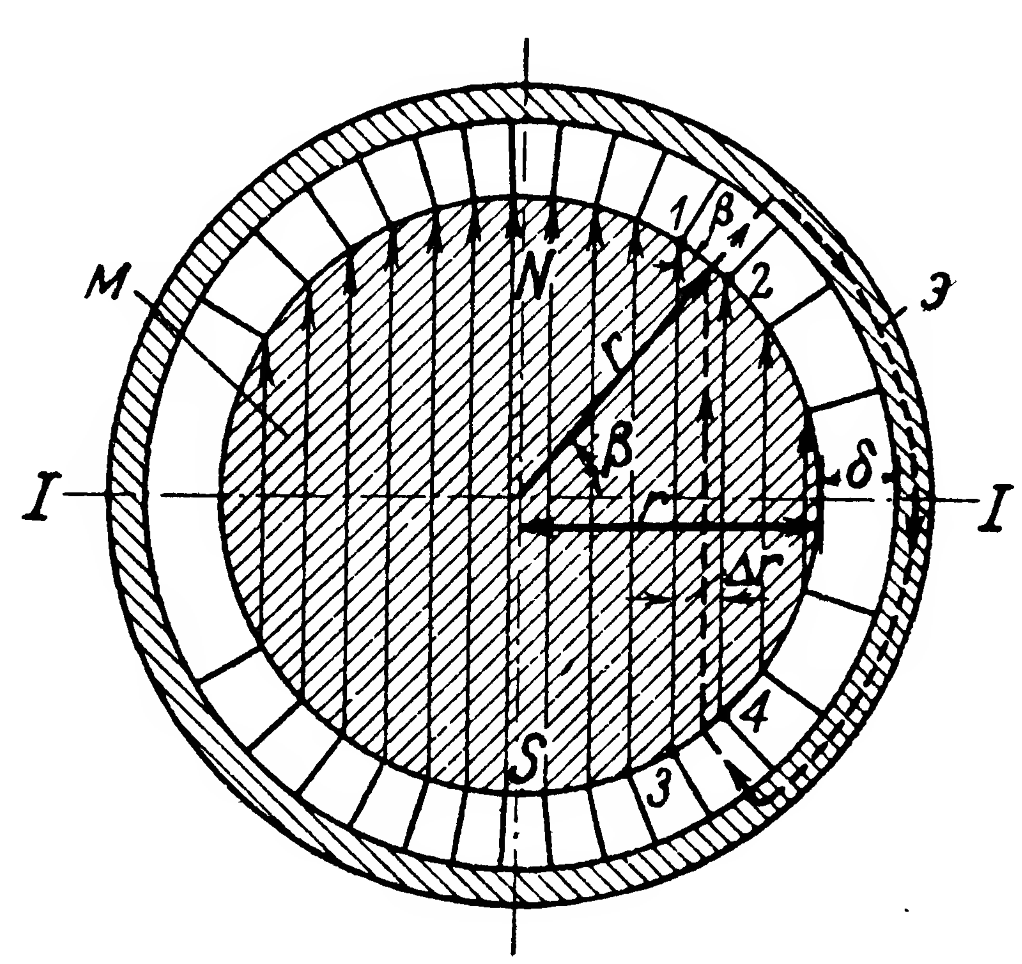
2) воздушный зазор между магнитом и экраном мал (в авиационных приборах около 2 *мм*); поэтому направление магнитного потока в зазоре можно считать радиальным.

При этих условиях магнитный поток $\Delta\Phi$, пронизывающий очень узкую полоску диаметрального сечения магнита шириной Δr, будет равен

$$\Delta\Phi = B_{м}\Delta r l, \qquad (101)$$

где l — длина магнита;

$B_{м}$ — индукция в теле магнита.



Фиг. 147. Распределение магнитной индукции в воздушном зазоре цилиндрического магнита, окруженного железным цилиндрическим экраном.

М—магнит; *Э*—экран; точки *1, 2, 3, 4*—следы образующих поверхности магнита.

Этот поток, выйдя из тела магнита через площадку, ограниченную образующими *1—2*, пересечет воздушный зазор по направлению радиуса и войдет в экран, из которого возвратится в магнит через площадку, ограниченную образующими *3—4*.

Учитывая, что зазор между рамками и поверхностью магнита не превышает 0,5 *мм*, плотность потока в воздушном зазоре можно считать равной плотности на поверхности магнита, т. е.

$$B_0 = \frac{\Delta\Phi}{S_{1-2}}, \qquad (102)$$

где B_0 — индукция в воздушном зазоре;

S_{1-2} — площадь полоски, ограниченной образующими *1—2*.

Поскольку Δr очень мало, имеем

$$S_{1-2} = \frac{\Delta r}{\sin\beta} l. \qquad (103)$$

Подставив значение $\Delta\Phi$ и S_{1-2} в уравнение (102), получим

$$B_0 = \frac{B_м \Delta rl}{\frac{\Delta rl}{\sin\beta}}$$

или

$$B_0 = B_м \sin\beta; \qquad (104)$$

так как $B_м$ величина постоянная, то, следовательно, индукция в воздушном зазоре внутрирамочного цилиндрического магнита изменяется по закону синуса.

Практически это означает, что синусоидальное распределение потока позволяет получить на участке до 80° шкалу логометра с внутрирамочным магнитом, очень близкую к равномерной.

Специфическими недостатками логометров с внутрирамочным магнитом являются:

1. Значительные размеры цилиндрического магнита, что необходимо для создания нужных вращающих моментов. При этом размеры рамок получаются гораздо больше, чем в логометрах с внешним магнитом, а это ведет к резкому увеличению момента инерции подвижной системы и к уменьшению жесткости конструкции рамок.

2. Зависимость распределения магнитного поля в воздушном зазоре от качества отливки и изготовления магнита. Раковины искажают поле.

В системах с внешним магнитом распределение поля не зависит от структуры магнита и определяется только формой полюсных наконечников и сердечника.

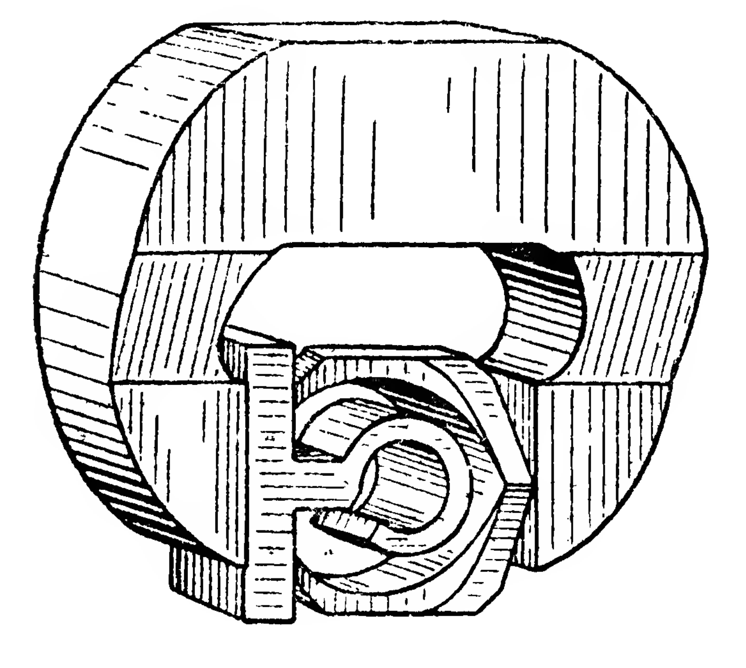
Особенностью рассмотренной схемы логометра с крестообразным расположением подвижных катушек является небольшой угол отклонения подвижной системы, практически не превышающий 80°. При выборе угла отклонения приходится удовлетворять двум противоречивым условиям. С одной стороны, по принципу действия логометра каждая катушка должна двигаться в собственном поле,— следовательно, желательно иметь возможно больший угол скрещения катушек. С другой стороны, чтобы увеличить угол отклонения, желательно иметь возможно меньший угол скрещения катушек. Но последнее ограничено, во-первых, тем, что, чем меньше угол между катушками, тем бо́льшая неравномерность индукции должна быть создана в воздушном зазоре, а во-вторых, конструктивными возможностями. Например, в авиационных логометрах с внутрирамочным магнитом распределение индукции в воздушном зазоре по закону синуса обеспечивает нормальную работу системы при угле скрещения катушек 20°. Возможный же угол отклонения системы обусловливается тем, что:

1) используемый угол раствора полюсных наконечников в цилиндрическом магните равен примерно 120°;

2) каждая катушка занимает угол около 18°.

Таким образом, учитывая, что угол между катушками составляет 20°, получаем угол отклонения, равный 120—20—18=82°.

Для того чтобы обеспечить большой угол отклонения подвижной системы, в логометрах с внешним магнитом полюсным наконечникам придают особую форму, например, как в указателе БЭ-09 (фиг. 148), а катушки размещают не крестообразно, а под углом друг к другу. Этим удается увеличить угол поворота системы до 180° и более.

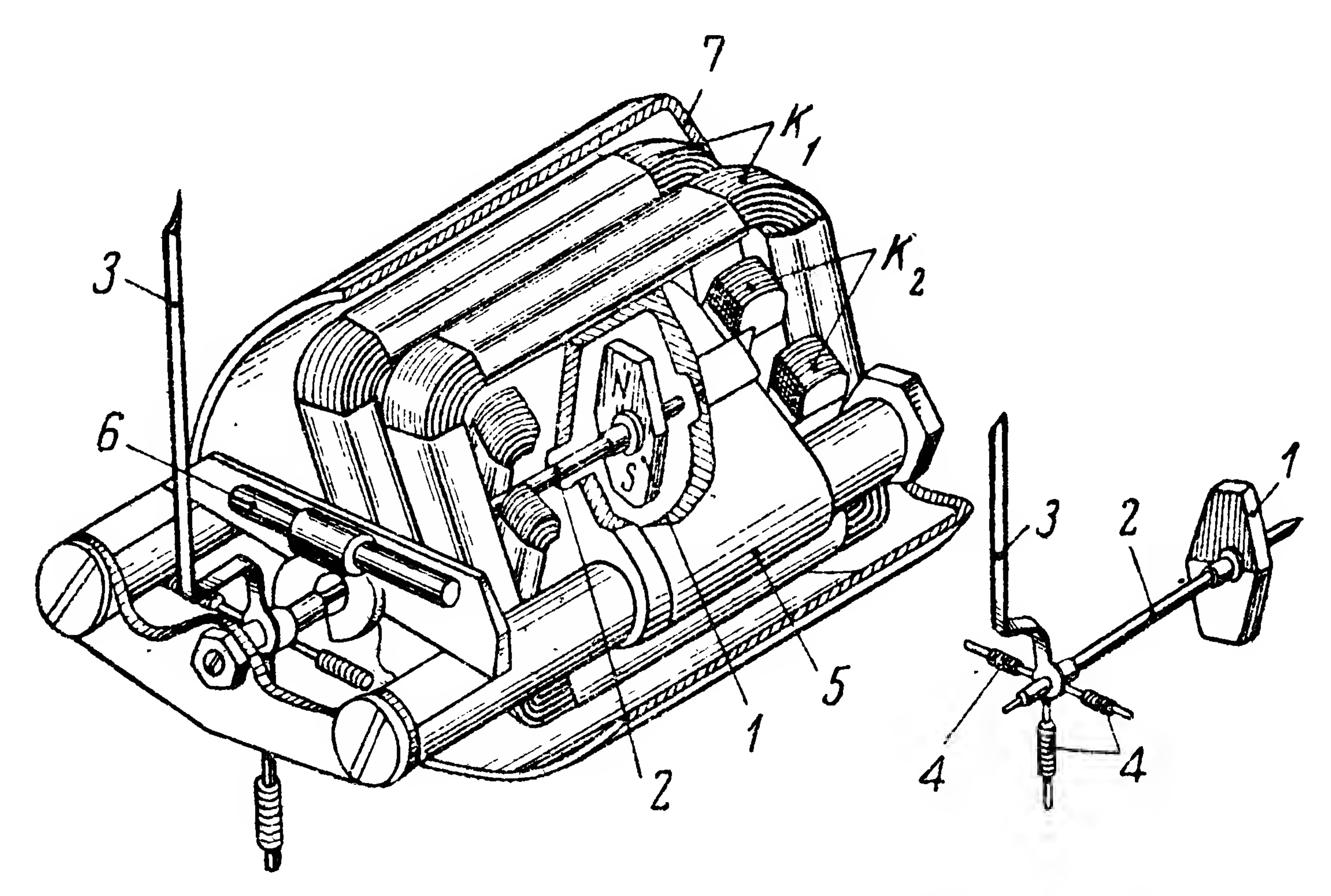


Фиг. 148. Магнитная система указателя БЭ-09.

Логометры с подвижным магнитом

Наличие очень тонких токоподводящих волосков, необходимость тщательного изготовления подвижной системы (а при цилиндрических магнитах и магнитной системы) затрудняют изготовление и удорожают логометры с подвижными катушками. В связи с этим в последнее время все большее распространение получают логометры с подвижными магнитами.

Принцип работы логометра с подвижным магнитом основан на свойстве свободно подвешенного магнита устанавливаться по направлению результирующего магнитного поля, в сфере действия которого он находится.

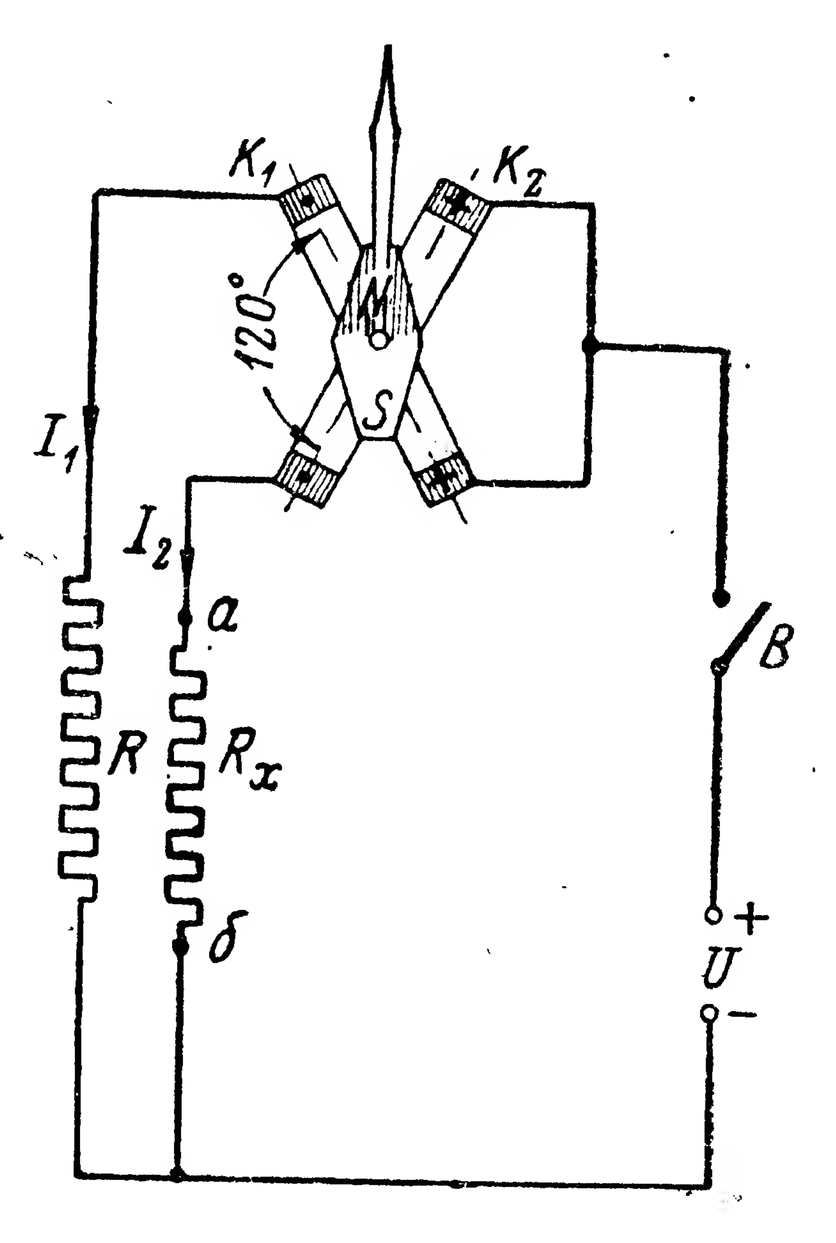


Фиг. 149. Распространенная конструкция магнитоэлектрического логометра с подвижным магнитом.

1—подвижный магнит; *2*—ось подвижного магнита с кернами на концах; *3*—указывающая стрелка; *4*—противовесы-балансиры; *5*—демпфер; *6*—неподвижный магнит; *7*—кольцевой экран.

На фиг. 149 изображена распространенная схема конструкции логометра с подвижным магнитом. Внутри двух парных неподвижных катушек K_1 и K_2, расположенных под углом 120°, помещен железо-никель-алюминиевый магнит *1*, который может свободно вра-

щаться вместе с осью 2 и указательной стрелкой 3. Вся подвижная система тщательно сбалансирована и на ее положение не влияют механические направляющие моменты. Трение в опорах сведено к минимуму тщательным изготовлением кобальт-вольфрамовых кернов оси и агатовых подпятников. Для создания необходимого успокоения подвижная система заключается в медный демпфер 5, а возврат подвижной системы в нулевое положение при включенном питании осуществляется неподвижным постоянным магнитом 6. Для защиты от влияния внешних магнитных полей и для предотвращения влияния логометра на другие приборы он охватывается кольцевым экраном 7 из пермаллоя.



Фиг. 150. Простейшая схема применения магнитоэлектрического логометра с подвижным магнитом для измерения сопротивлений. Крестиками и точками указано направление токов в катушках.

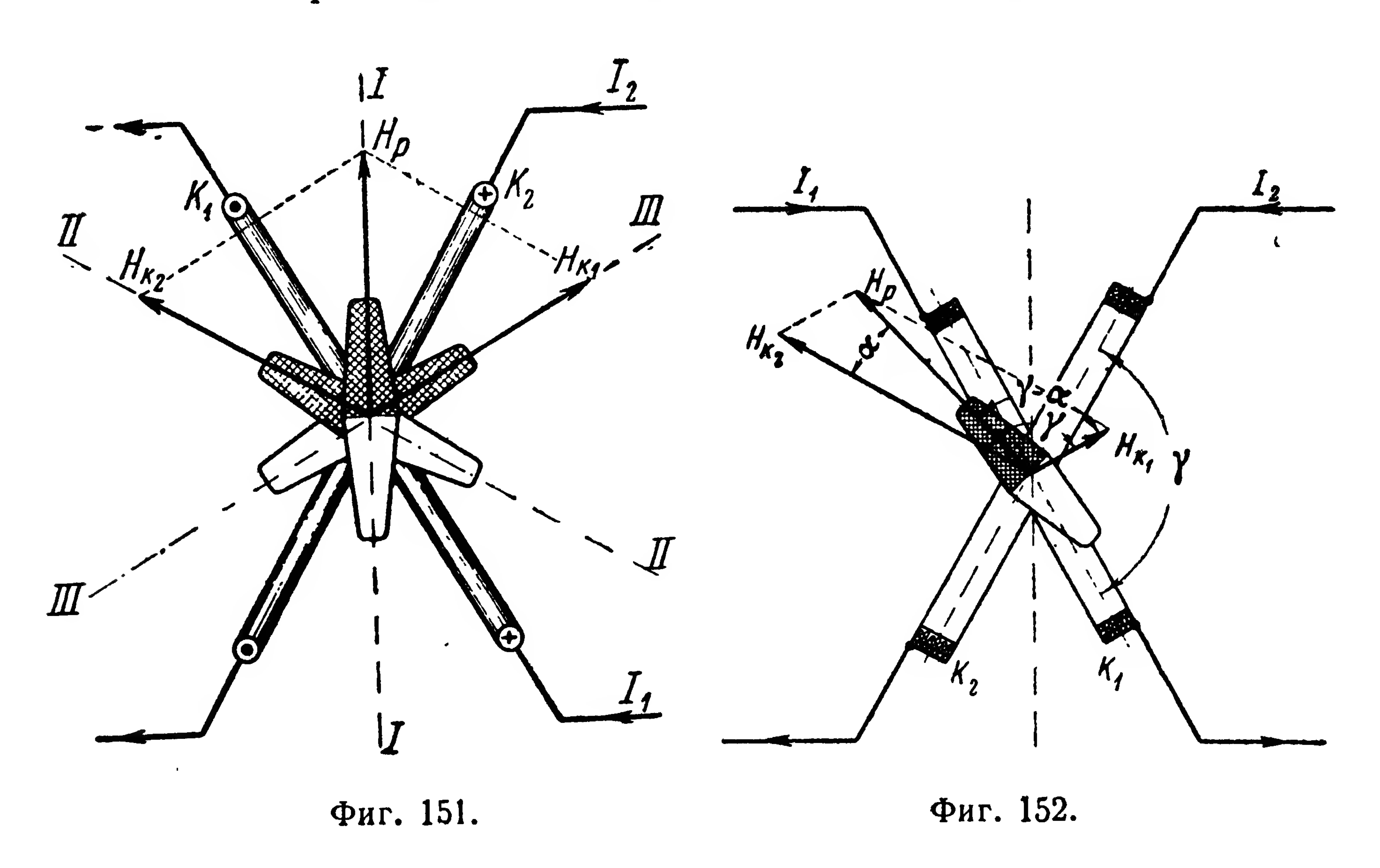
Схема использования магнитоэлектрического логометра с подвижным магнитом для измерения сопротивлений дана на фиг. 150. Последовательно с одной из катушек логометра включено постоянное сопротивление R, последовательно с другой катушкой включается измеряемое сопротивление R_x. Система получает питание от источника постоянного тока напряжением U, включаемого выключателем B.

Когда питание выключено, $I_1 = I_2 = 0$ и на подвижный магнит будет действовать только поле земного магнетизма или поле неподвижного магнита 6 (см. фиг. 149), в направлении которого подвижный магнит и установится.

Если замкнуть выключатель B, то по катушкам потекут токи I_1 и I_2, величина которых определяется соотношением сопротивлений в цепях катушек. Допустим для простоты, что сопротивления катушек и количество витков в них одинаково (так практически и делается). Тогда при $R_x = R$ через катушки будут протекать одинаковые токи, и напряженности магнитных полей H_{k_1} и H_{k_2}, создаваемых этими токами, будут также одинаковы, а результирующее поле будет направлено по оси $I—I$ (фиг. 151), вдоль которой и установится подвижный магнит. Если R_x убывает, то ток I_2 и напряженность H_{k_2} растут; в соответствии с этим вектор результирующего поля H_p, а с ним и магнит будут поворачиваться влево и при $R_x = 0$ займут крайнее левое положение, например, по направлению оси $II—II$. При увеличении R_x ток I_2 и напряженность H_{k_2} убывают, а ток I_1 и напряженность создаваемого им поля H_{k_1} — растут; следовательно, вектор результирующего поля H_p, а с ним и подвижный магнит бу-

дут поворачиваться вправо до тех пор, пока при $R_x=\infty$ не займут крайнего правого положения, например, в направлении оси *III—III*. Таким образом, угол поворота магнита зависит от величины сопротивления R_x, т. е. $\alpha=f(R_x)$.

Так же как и в случае логометра с подвижными катушками, угол отклонения подвижной системы в логометрах с подвижным магнитом при определенном R_x не зависит от изменения напряжения источника питания в известных пределах (поскольку можно пренебречь влиянием земного магнетизма, магнитным полем возвращающего магнита и моментами трения). Действительно, изменение величины напряжения источника питания приведет к пропорцио-



Фиг. 151. Фиг. 152.

нальному изменению токов I_1 и I_2 и соответствующему изменению в той же степени напряженностей полей H_{k_1} и H_k, создаваемых этими токами ($H\equiv I$), но направление результирующего поля при этом не изменится, а это означает, что угол отклонения магнита не изменится.

Физическое объяснение явлений, происходящих в логометре с подвижным магнитом, можно подтвердить математическим анализом.

Допустим, что при данном значении токов I_1 и I_2 подвижный магнит занимает положение, показанное на фиг. 152. Очевидно, что если угол, который составит ось магнита с направлением поля катушки K_2 равен α, то угол оси магнита с направлением поля первой катушки равен $\gamma-\alpha$, где γ — угол между плоскостями катушек K_1 и K_2. Полагая магнитный момент[1] подвижного магнита равным m, можно записать, что вращающие моменты, возникающие при взаи-

[1] Подробнее о магнитном моменте см. § 29.

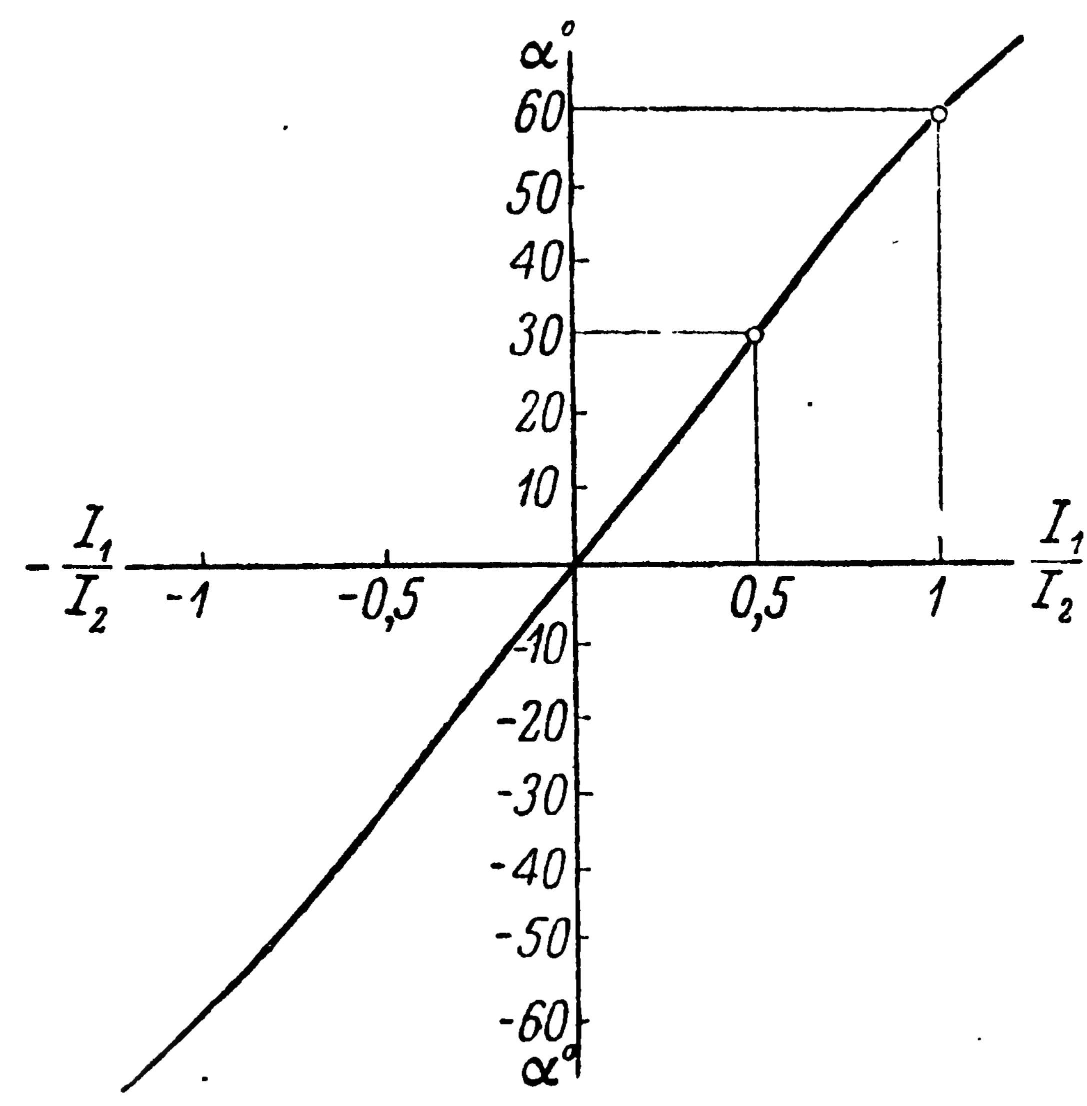
модействии полей каждой из катушек с подвижным магнитом, соответственно равны

$$\left.\begin{aligned} M_1 &= mH_{k_1}\sin(\gamma-\alpha); \\ M_2 &= mH_{k_2}\sin\alpha. \end{aligned}\right\} \tag{105}$$

Так как система находится в равновесии и других моментов, действующих на магнит, нет (моментом трения и другими за их малостью пренебрегаем), следовательно, $M_1 = M_2$, т. е.

$$mH_{k_1}\sin(\gamma-\alpha) = mH_{k_2}\sin\alpha. \tag{106}$$

Так как напряженности полей пропорциональны ампервиткам ($H_{k_1} = kw_1I_1$; $H_{k_2} = kw_2I_2$), то, полагая, как и раньше, что электрические параметры катушек равны друг другу ($kw_1 = kw_2$),



Фиг. 153. Графическое выражение зависимости $\frac{I_1}{I_2} = \frac{\sin\alpha}{\sin(\gamma-\alpha)}$ для $\gamma = 120°$.

получим

$$I_1\sin(\gamma-\alpha) = I_2\sin\alpha,$$

откуда

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{\sin\alpha}{\sin(\gamma-\alpha)}. \tag{107}$$

На фиг. 153 зависимость (107) выражена графически для $\gamma = 120°$.

Из уравнения (107) и графика фиг. 153 видно, что:

угол α является однозначной функцией отношения токов $\frac{I_1}{I_2}$ и, следовательно, он не зависит от колебания напряжения питания;

при изменении отношения токов $\frac{I_1}{I_2}$ в пределах от —1 до +1 зависимость $\alpha=f\left(\frac{I_1}{I_2}\right)$ можно считать прямо пропорциональной, т. е. шкала прибора будет равномерной.

Допустим, что по каким-либо причинам подвижный магнит отклонился от положения равновесия на угол α', и определим устанавливающий момент, стремящийся возвратить его снова в положение равновесия. Этот момент, очевидно, равен произведению напряженности результирующего поля H_p на магнитный момент подвижного магнита:

$$M_{уст}=mH_p \sin\alpha;$$

известно, что

$$\overline{H}_p=\overline{H}_{k_1}+\overline{H}_{k_2}$$

или

$$H_p=\sqrt{H_{k_1}^2+H_{k_2}^2-2H_{k_1}H_{k_2}\cos(180-\gamma)};$$

тогда, учитывая, что

$$H_{k_1}=kwI_1; \quad H_{k_2}=kwI_2,$$

получим

$$H_p=kw\sqrt{I_1^2+I_2^2-2I_1I_2\cos(180-\gamma)}$$

и

$$M_{уст}=kwm\sqrt{I_1^2+I_2^2-2I_1I_2\cos(180-\gamma)}\sin\alpha. \qquad (108)$$

Выражение (108) позволяет сделать следующие выводы:

— устанавливающий момент логометра с подвижным магнитом тем больше, чем больше отклонение подвижной системы от положения равновесия;

— устанавливающий момент прямо пропорционален магнитному моменту подвижной системы;

— устанавливающий момент зависит от угла γ между катушками и при прочих равных условиях имеет максимальное значение при $\gamma=0°$, когда $\cos(180-\gamma)=-1$;

— величина устанавливающего момента не одинакова для различных точек шкалы, так как $\alpha=f\left(\frac{I_1}{I_2}\right)$ и, следовательно, значение корня в выражении (108) будет различным при разных α; очевидно, устанавливающий момент будет иметь максимальное значение при $I_1=I_2$, т. е. на средних точках шкалы; например, если $\gamma=90°$, то это максимальное (в зависимости от α) значение устанавливающего момента равно

$$M'_{уст}=kwmI\sqrt{2}\sin\alpha.$$

Достоинством логометров с подвижным магнитом по сравнению с логометрами с подвижными катушками является простота их кон-

струкции, бóльшая эксплуатационная надежность (вследствие отсутствия тонких токоподводящих волосков и непрочных, легко деформирующихся катушек) и возможность создания прибора с очень малыми габаритными размерами. Все эти качества очень важны для авиационных приборов. Кроме того, угол отклонения подвижной системы в логометрах с подвижным магнитом практически не ограничен теми условиями, которыми связан логометр с подвижными катушками. Поэтому при двух катушках можно получить угол до 120°, а при трех или четырех и до 360°.

В начале этого параграфа указывалось, что принципиально в логометре не должно быть никаких устройств, которые создавали бы момент, противодействующий движению подвижной системы. Но это значит, что при выключенном питании подвижная система не будет возвращаться в исходное (нулевое) положение. Практическое пользование таким прибором неудобно; кроме того, при отсутствии специальных устройств успокоение системы оказывается недостаточным, и, наконец, ничем не удерживаемая система легко может быть выведена из строя при транспортировке прибора. Поэтому идеальная схема логометра практически неприменима.

В авиационных приборах с подвижными катушками токоподводящие проводники выполняются в виде спиральных пружин, создающих небольшой, но достаточный для возвращения системы в исходное положение противодействующий момент. В логометрах с подвижным магнитом возвращение подвижной системы в исходное положение осуществляется дополнительным постоянным магнитом, закрепленным в приборе.

Для обеспечения хорошего успокоения подвижный магнит помещают в медную оболочку. При колебаниях магнита в медной оболочке — демпфере — наводятся вихревые токи, взаимодействие которых с полем магнита создает тормозящие моменты.

Естественно, что такое введение в систему логометра дополнительных моментов снижает его нечувствительность к колебаниям напряжения источника питания. Поэтому авиационные логометры работают нормально в пределах колебания напряжения примерно $\pm 12\%$ номинального, т. е. $\pm 3{,}2$ *в* по отношению к 26,5 *в*.

В заключение описания магнитоэлектрических логометров отметим, что приведенные схемы являются простейшими, элементарными. В действительности схемы включения логометров значительно сложнее, хотя принцип действия их остается тем же. На этих схемах остановимся при описании практического применения логометров для электрических измерений.

§ 14. ТИПОВЫЕ СХЕМЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

Измерение тока и напряжения

Основными методами измерения т о к а и напряжения являются:

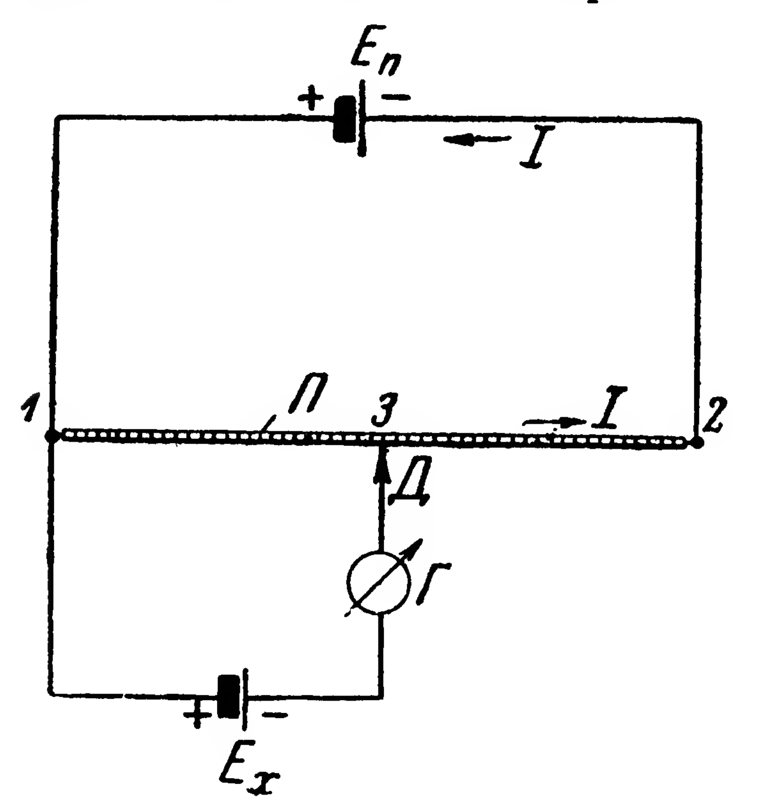
а) *Метод непосредственной оценки,* когда измеряемая величина отсчитывается непосредственно по показывающим приборам: ток — по амперметрам, напряжение — по вольтметрам.

Этим методом пользуются для технических измерений; он отличается простотой и не требует составления специальных схем и применения сложных, дорогих приборов.

б) *Нулевой метод,* когда эффект, производимый измеряемой величиной, уравновешивается эффектом известной величины, так что в результате они не оказывают действия на указатели измерительных приборов.

Этим методом пользуются для лабораторных измерений и, в частности, при проверке приборов высокой точности. Нулевой метод сложен, требует много времени и специальной аппаратуры, но обеспечивает большую точность измерений.

Чтобы уяснить сущность нулевого метода, рассмотрим компенсационный метод измерения электродвижущей силы (ЭДС), заключающийся в сравнении измеряемой ЭДС с ЭДС лабораторного нормального элемента двойного моста, которая точно известна и отличается весьма высокой стабильностью.



Фиг. 154. Принципиальная схема измерения ЭДС методом компенсации.

E_n—нормальный элемент двойного моста; *П*—потенциометр; *Д*—ползунок потенциометра; E_x—источники тока с неизвестной, испытуемой ЭДС; *Г*—гальванометр.

Элементарная схема измерения ЭДС компенсационным методом показана на фиг. 154.

Если передвигать ползунок Д вдоль потенциометра, то можно заметить, что гальванометр будет показывать различное направление тока в цепи источника E_x: при положении ползунка в точке *1* гальванометр зафиксирует одно направление тока, а при положении в точке *2* — другое, противоположное. Следовательно, при положении движка в какой-то промежуточной точке *3* стрелка гальванометра будет стоять на нуле. Это означает, что неизвестная ЭДС источника E_x скомпенсирована падением напряжения на участке *1—3*; это падение напряжения выражается произведением тока, протекающего через потенциометр *П,* и сопротивления участка потенциометра между точками *1—3,* т. е.

$$E_x = IR_{1-3},$$

но ток *I* (если пренебречь сопротивлением соединительных проводов) равен

$$I = \frac{E_n}{R_п},$$

где E_n — ЭДС нормального элемента;

$R_п$ — сопротивление потенциометра между точками *1—2.*

Подставив значение тока I в предыдущую формулу, получим

$$E_x = E_п \frac{R_{1-3}}{R_п}. \quad (109)$$

Для получения соотношения $\frac{R_{1-3}}{R_п}$ производят отсчет сопротивления R_{1-3} по шкале потенциометра.

Основным достоинством компенсационного метода является возможность замерять истинное значение ЭДС или напряжения E_x, не искаженное падением напряжения в цепи измеряющего прибора, так как в момент компенсации токи в испытуемом и нормальном элементах равны нулю.

Недостаток приведенной простейшей схемы компенсационного метода измерения ЭДС заключается в том, что по этой схеме можно измерять лишь такие ЭДС, которые по величине меньше ЭДС нормального элемента. В практике для измерений ЭДС применяют специальные компенсационные аппараты, собранные по сложным схемам, позволяющие производить измерения с точностью сотых долей процента.

Так как инженерному и техническому персоналу, обслуживающему специальное оборудование самолетов, в практике измерения токов и напряжения обычно приходится пользоваться методом непосредственной оценки, то рассмотрим его несколько подробнее.

Принципиально вольтметры и амперметры не отличаются друг от друга: и в том и в другом приборе вращающий момент создается или частью или всем измеряемым током. Например, амперметр с шунтом ничем не отличается от вольтметра, даже по схеме включения; с другой стороны, и по схеме и по принципу действия вольтметр фактически является миллиамперметром, шкала которого градуирована в вольтах. Однако не следует думать, что один прибор всегда может быть заменен другим. Между амперметром и вольтметром имеется существенная разница, которая определяется требованиями к электроизмерительным приборам. Во-первых, электроизмерительный прибор при включении его в сеть должен вносить наименьшие искажения в ее характеристику. Во-вторых, прибор должен потреблять возможно меньшую мощность.

Например, из самого назначения амперметра — измерять ток — и из схемы его включения последовательно с источником или потребителем электрической энергии вытекает, что амперметр должен обладать очень малым внутренним сопротивлением — десятые, сотые доли ома. Поэтому если амперметр включить в сеть, как вольтметр, параллельно, то это вызовет короткое замыкание в сети. Исходя из тех же соображений — наименьшего влияния на параметры цепи и минимального расхода мощности в приборе,— вольтметр, включаемый в цепь параллельно, должен, наоборот, обладать возможно бóльшим внутренним сопротивлением.

Чтобы выяснить, как влияет внутреннее сопротивление вольтметра на точность измерения напряжения, рассмотрим простейшую электрическую цепь (фиг. 155,*а*).

Допустим, что нужно измерить падение напряжения на участке цепи *1—2,* имеющем сопротивление R_{1-2}.

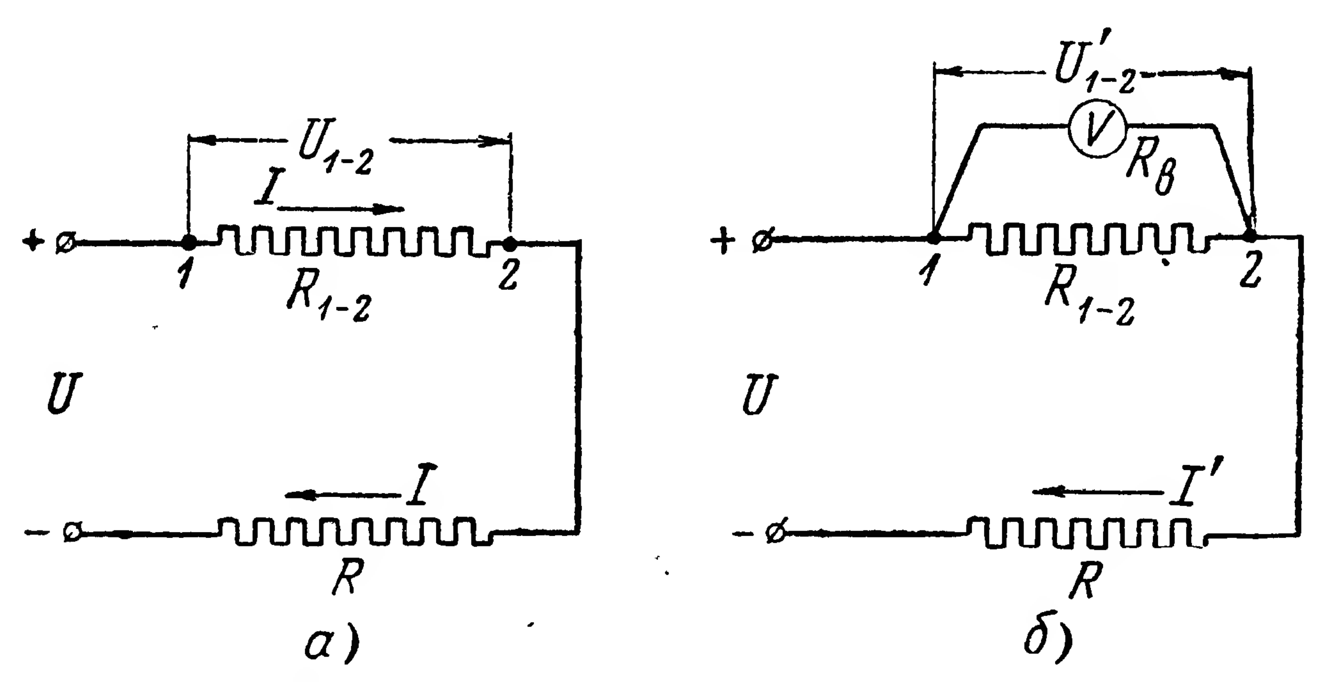
До включения вольтметра искомое напряжение U_{1-2} сопротивления R_{1-2} равно

$$U_{1-2}=IR_{1-2},$$

где $I=\frac{U}{R_{1-2}+R}$.

После включения вольтметр покажет падение напряжения U'_{1-2}, которое по величине отличается от U_{1-2}. В самом деле, после включения вольтметра падение напряжения на участке цепи *1—2* будет равно

$$U'_{1-2}=I'R'_{1-2},$$



Фиг. 155. Схема измерения падения напряжения на участке цепи.

а—до включения вольтметра; *б*—после включения вольтметра.

где $I'=\frac{U}{\frac{R_{1-2}R_в}{R_{1-2}+R_в}+R}$, а $R'_{1-2}=\frac{R_{1-2}R_в}{R_{1-2}+R_в}$; но $\frac{R_{1-2}R_в}{R_{1-2}+R_в}$ всегда меньше R_{1-2}, следовательно, I' больше I.

Таким образом, включение вольтметра приводит к уменьшению общего сопротивления и к изменению тока в цепи. При этом изменение тока будет тем меньше, чем больше сопротивление вольтметра. Изменение тока в цепи при включении вольтметра вносит погрешность в измерение падения напряжения на участке *1—2*: с увеличением тока увеличивается падение напряжения на сопротивлении R. но поскольку напряжение U неизменно, то, естественно, на участок *1—2* остается меньшая, чем раньше, доля общего падения напряжения в цепи.

Рассмотрим несколько числовых примеров.

Пример 1. Параметры электрической цепи, изображенной на фиг. 155,*б*, равны:

$U=24$ *в*; $R_{1-2}=120$ *ом*; $R=120$ *ом* и сопротивление вольтметра равно $R_в=1200$ *ом*;

до включения вольтметра

$$I=\frac{U}{R_{1-2}+R}=\frac{24}{120+120}=0,1\ a;$$

$$U_{1-2}=IR_{1-2}=0,1\cdot 120=12\ в;$$

после включения вольтметра

$$I=\frac{U}{\frac{R_{1-2}R_в}{R_{1-2}+R_в}+R}=\frac{24}{\frac{120\cdot 1200}{120+1200}+120}=0,105\ a;$$

$$U'_{1-2}=I'R'_{1-2}=0,105\frac{120\cdot 1200}{120+1200}=11,4\ в;$$

измеренное вольтметром напряжение U'_{1-2} отличается от истинного на 0,6 *в*; значит, в этом случае погрешность измерения составляет

$$\frac{12-11,4}{12}=0,05,\ \text{т. е. } 5\%.$$

Пример 2. Параметры той же цепи неизменны и равны: $U=24$ *в*; $R_{1-2}=120$ *ом*; $R=120$ *ом*; но внутреннее сопротивление вольтметра в 5 раз больше, т. е. $R_в=6000$ *ом*;
до включения вольтметра попрежнему

$$I=\frac{U}{R_{1-2}+R}=\frac{24}{120+120}=0,1\ a,$$

$$U_{1-2}=IR_{1-2}=0,1\cdot 120=12\ в;$$

после включения вольтметра

$$I'=\frac{U}{\frac{R_{1-2}R_в}{R_{1-2}+R_в}+R}=\frac{24}{\frac{120\cdot 6000}{120+6000}+120}=0,101\ a;$$

$$U'_{1-2}=I'R'_{1-2}=0,101\frac{120\cdot 6000}{120+6000}=11,86\ в;$$

измеренное вольтметром напряжение U'_{1-2} отличается от истинного падения напряжения на участке *1—2* на 0,14 *в*; следовательно, в этом случае погрешность измерения составляет

$$\frac{12-11,86}{12}=0,0117,\ \text{т. е. примерно } 1,2\%.$$

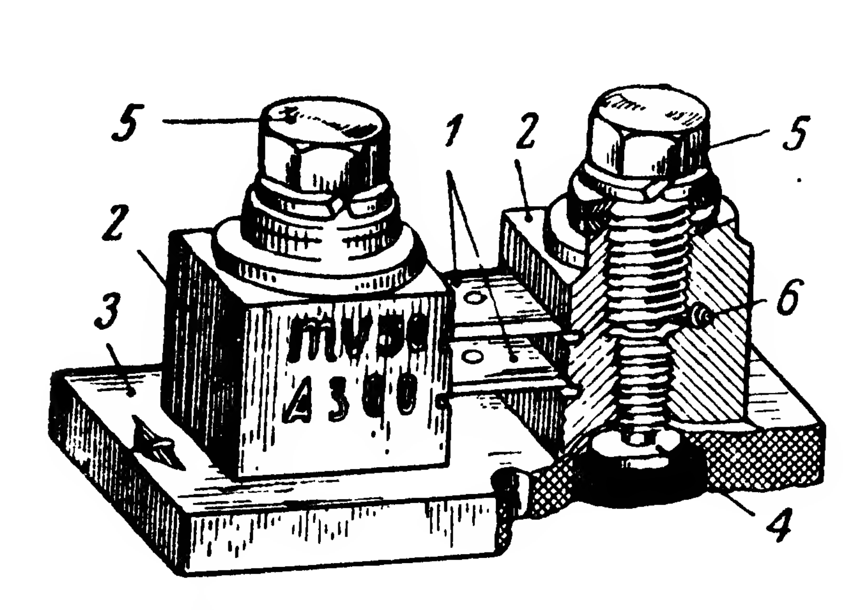
Приведенные примеры наглядно показывают, какое большое значение для точности измерений имеет правильный выбор прибора; для измерения падения напряжения на больших сопротивлениях необходимо брать вольтметры, внутреннее сопротивление которых минимум в 20 раз больше сопротивления участка цепи, падение напряжения на котором измеряется.

Расширение пределов измерения амперметров и вольтметров

Для расширения пределов измерения амперметров и вольтметров применяются шунты, добавочные сопротивления, измерительные трансформаторы тока и измерительные трансформаторы напряжения.

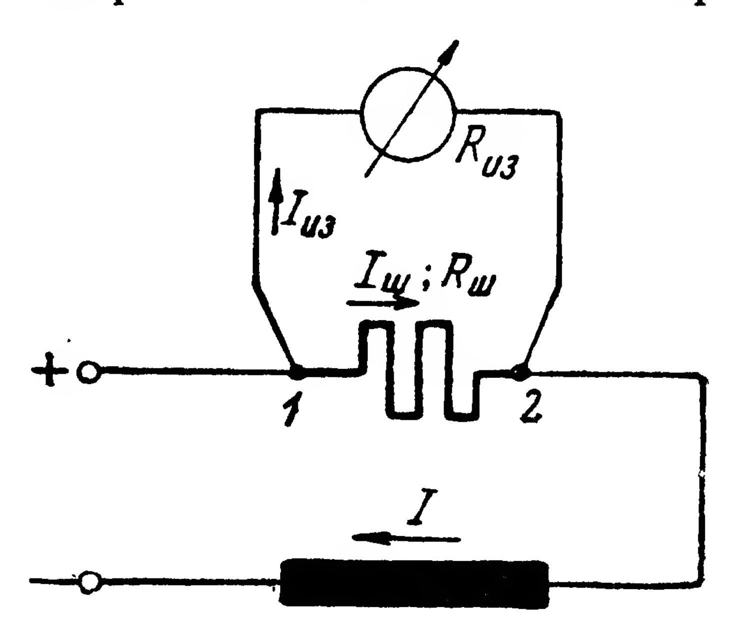
Измерительные трансформаторы применяются при измерениях переменного тока.

Шунт (фиг. 156), служащий для расширения пределов измерения амперметра, представляет собой сопротивление, включаемое последовательно в цепь, в которой измеряется сила тока. Параллельно этому сопротивлению включается измеритель. Для уменьшения температурных погрешностей измерения шунты изготовляются из материалов с весьма малым температурным коэффициентом сопротивления: из манганина или из константана. Применяются шунты обычно только в амперметрах магнитоэлектрической системы.



Фиг. 156. Конструкция авиационного шунта на 300 *а*.

1—токонесущие пластины из манганина; 2—латунные наконечники, к которым привариваются манганиновые пластины 1; 3—основание шунта (из изоляционного материала); 4—винт крепления наконечника к основанию; 5—клеммовые болты для присоединения шунта в разрыв цепи измеряемого тока; 6—винты для присоединения к шунту проводов от измерителя.



Фиг. 157. Схема включения шунта.

Чтобы вывести формулу для расчета шунта, рассмотрим схему, изображенную на фиг. 157. Мы имеем параллельную цепь, в которой падение напряжения в шунте и в измерителе одно и то же:

$$I_{из}R_{из} = I_ш R_ш,$$

и общий ток цепи равен сумме токов, проходящих через шунт и измеритель:

$$I = I_ш + I_{из}.$$

Таким образом, получается два уравнения, в которых:

$I_{из}$ — сила тока в измерителе — величина известная; это сила тока, соответствующая полному отклонению стрелки измерителя;

$R_{из}$ — сопротивление измерителя — тоже известная, постоянная для данного прибора величина;

$I_ш$ — сила тока, протекающего через шунт, неизвестна;

$R_ш$ — сопротивление шунта,— неизвестно.

Решим эти уравнения относительно $R_ш$:

$$R_ш = \frac{I_{из} R_{из}}{I_ш} = \frac{I_{из} R_{из}}{I - I_{из}};$$

разделив числитель и знаменатель правой части на $I_ш$ и обозначив отношение общего тока цепи I к току $I_{из}$, протекающему через измеритель, через n, получим формулу для расчета шунта

$$R_ш = \frac{R_{из}}{n - 1}. \qquad (110)$$

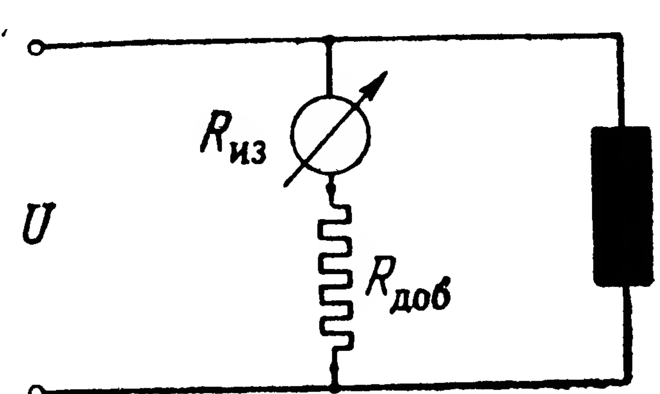
Величина $n = \frac{I}{I_{из}}$ называется коэффициентом шунтирования; она показывает, во сколько раз увеличивается предел измерения прибора при включении шунта.

Например, в амперметре А-140 полное отклонение стрелки прибора без шунта наступает при силе тока 7,7 *ма*, а с шунтом при 30 *а*, следовательно, в амперметре А-140 коэффициент шунтирования равен

$$n = \frac{30}{0{,}0077} = 3900;$$

чтобы обеспечить этот коэффициент шунтирования при сопротивлении $R_{из} = 9{,}75$ *ом*, сопротивление шунта выбирают равным

$$R_ш = \frac{9{,}75}{3900 - 1} = 0{,}0025 \text{ ом}.$$



Фиг. 158. Схема включения добавочного сопротивления.

На самолетах шунты применяют для расширения пределов измерения сетевых амперметров постоянного тока.

Добавочное сопротивление, служащее для расширения пределов измерения вольтметра, представляет собой сопротивление, включаемое последовательно с измерителем. Для уменьшения температурных погрешностей приборов добавочные сопротивления, так же как и шунты, изготовляются из манганина или константана.

Расчет необходимого добавочного сопротивления производится следующим образом (фиг. 158). Допустим, что внутреннее сопротивление вольтметра равно $R_{из}$, а максимальное отклонение стрелки прибора, соответствующее напряжению $U_{из}$, происходит, когда через измеритель протекает ток $I_{из} = \frac{U_{из}}{R_{из}}$. Обычно в приборах $U_{из}$ не превышает 0,1 *в*. Чтобы сделать возможным измерение напряжений в m раз больших, необходимо последовательно с $R_{из}$ включить такое добавочное сопротивление, которое при напряжении $U = m \cdot U_{из}$ обеспечило бы протекание через прибор тока не больше, чем $I_{из}$, т. е. сумма добавочного сопротивления и сопротивления измерителя должна быть равна

$$R_{доб} + R_{из} = \frac{mU_{из}}{I_{из}}$$

или

$$R_{доб}=R_{из}(m-1). \tag{111}$$

Числовой пример. В вольтметре В-040 сопротивление измерителя равно 4,5 *ом*, а напряжение $U_{из}$, при котором стрелка прибора отклоняется на весь диапазон шкалы, равно 34,6 *мв*. Чтобы обеспечить измерение этим вольтметром напряжения до 30 *в*, потребовалось ввести добавочное сопротивление, равное

$$R_{доб}=R_{из}(m-1)=4{,}5\left(\frac{30}{0{,}0346}-1\right)=3900\ ом.$$

Чтобы этим вольтметром измерить напряжение до 60 *в*, необходимо включить еще одно добавочное сопротивление, равное 3905 *ом*. Это вытекает из расчета добавочного сопротивления: в этом случае $m=\frac{60}{30}=2$, т. е. $R_{доб}=R_в$, но при 30-вольтовом пределе измерения $R_в=R_{из}+R_{доб}=4{,}5+3900=3904{,}5$ *ом*.

Добавочные сопротивления, расширяющие предел измерения вольтметров до 1000 *в*, монтируются внутри приборов, а на большие напряжения — отдельно.

Измерение сопротивлений

Под измерением сопротивлений в электроизмерительной технике обычно понимают измерение омического сопротивления R при постоянном токе.

Различают четыре основных метода измерения сопротивлений:

1. Метод амперметра и вольтметра.
2. Метод омметра.
3. Мостовой метод.
4. Компенсационный метод.

1. *Метод амперметра и вольтметра* наиболее прост, применим на постоянном и переменном токе, не требует дополнительных приспособлений.

Сущность этого метода заключается в применении закона Ома к участку цепи, в который включено измеряемое сопротивление. Зная падение напряжения на этом участке и силу тока, которая проходит по нему, можно подсчитать сопротивление по известной формуле

$$R_x=\frac{U}{I}.$$

Точность измерения методом амперметра и вольтметра зависит от схемы включения измерительных приборов. Практически могут иметь место две схемы.

В схеме по фиг. 159,*а* вольтметр измеряет не только падение напряжения на сопротивлении R_x, но еще и падение напряжения на сопротивлении $R_а$ амперметра. Следовательно, чтобы получить

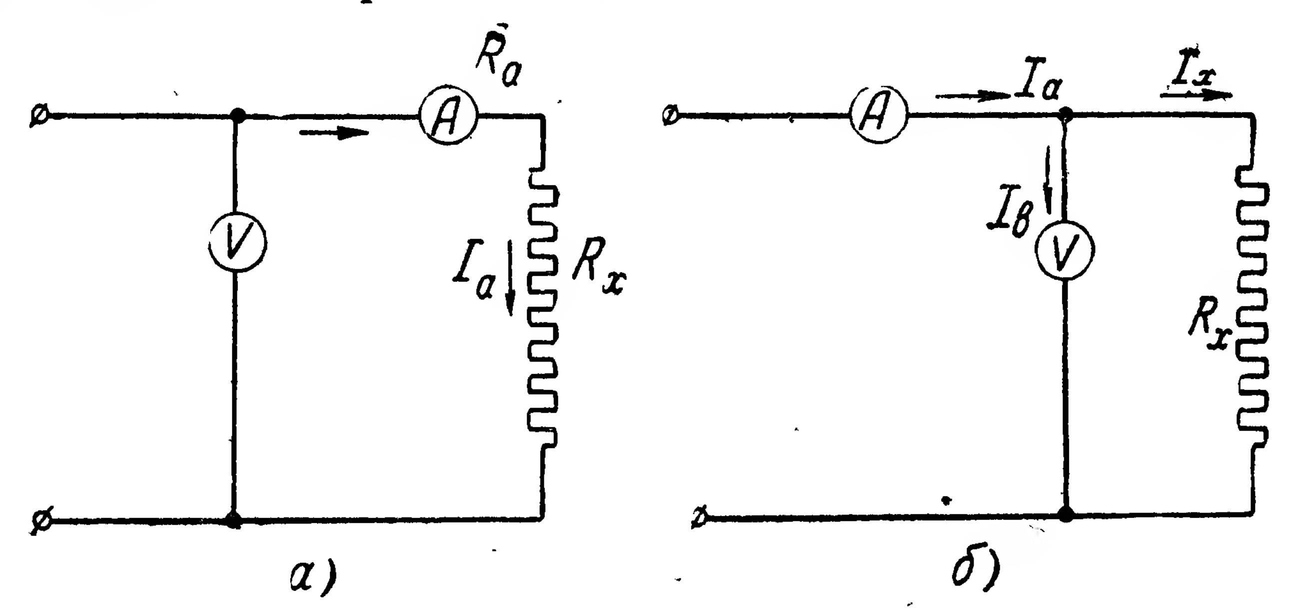
точное значение R_x, необходимо из показаний вольтметра $U_в$ вычесть величину падения напряжения на амперметре, т. е.

$$R_x = \frac{U_в - I_a R_a}{I_a} = \frac{U_в}{I_a} - R_a,$$

где I_a — ток, измеряемый амперметром;

R_a — сопротивление амперметра.

Чтобы избежать значительных погрешностей, этой схемой следует пользоваться, когда измеряемое сопротивление по крайней мере в 100 раз больше сопротивления амперметра. В этом случае со-



Фиг. 159. Варианты включения вольтметра и амперметра при измерении сопротивления.

противлением амперметра можно пренебречь и производить вычисления по формуле

$$R_x = \frac{U_в}{I_a}. \tag{112}$$

Если необходима бо́льшая точность, то следует пользоваться формулой

$$R_x = \frac{U_в}{I_a} - R_a. \tag{113}$$

В схеме фиг. 159,*б* амперметр измеряет сумму токов, протекающих через измеряемое сопротивление и через вольтметр. Следовательно, чтобы получить точное значение сопротивления R_x, следует из показаний амперметра вычесть величину тока $I_в$, протекающего через вольтметр, т. е.

$$R_x = \frac{U_в}{I_a - I_в}.$$

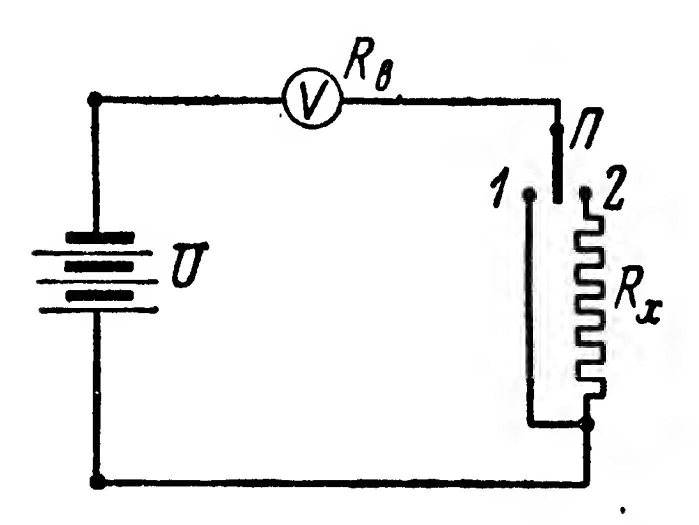
Второй схемой включения необходимо пользоваться в тех случаях, когда измеряемое сопротивление по крайней мере в 100 раз меньше сопротивления вольтметра, т. е. когда ток вольтметра будет настолько мал, что им можно пренебречь; в этом случае следует производить вычисления по упрощенной формуле

$$R_x = \frac{U_в}{I_a}.$$

Если требуется бо́льшая точность, вычисления следует производить по формуле

$$R_x = \frac{U_в}{I_а - \frac{U_в}{R_в}}. \qquad (114)$$

Измерение сопротивлений на постоянном токе можно производить и *одним прибором — вольтметром или амперметром.* Сущность этого метода заключается в сравнении неизвестного сопротивления с известным сопротивлением измеряющего прибора. Чтобы получить достаточную точность, метод одного вольтметра следует применять для измерения больших (соизмеримых с сопротивлением вольтметра) сопротивлений, а метод одного амперметра для измерения малых сопротивлений.



Фиг. 160. Измерение больших сопротивлений методом одного вольтметра.

Схема для измерения сопротивлений методом одного вольтметра показана на фиг. 160.

Если поставить переключатель *П* в положение *1*, то стрелка вольтметра отклонится на угол α_1, который будет прямо пропорционален приложенному напряжению *U* и обратно пропорционален сопротивлению вольтметра $R_в$:

$$\alpha_1 = C\frac{U}{R_в}, \qquad (115)$$

где *C* — коэффициент пропорциональности (для данного прибора величина постоянная).

Поставив переключатель *П* в положение *2,* получим отклонение стрелки на угол α_2, который опять будет прямо пропорционален приложенному напряжению *U,* но обратно пропорционален сумме сопротивлений вольтметра и измеряемого:

$$\alpha_2 = C\frac{U}{R_в + R_x}. \qquad (116)$$

Решая полученные уравнения относительно R_x, получим

$$\alpha_2 = \frac{\alpha_1 R_в}{R_в + R_x}; \quad \alpha_2 R_в + \alpha_2 R_x = \alpha_1 R_в; \quad R_x = R_в\frac{\alpha_1 - \alpha_2}{\alpha_2};$$

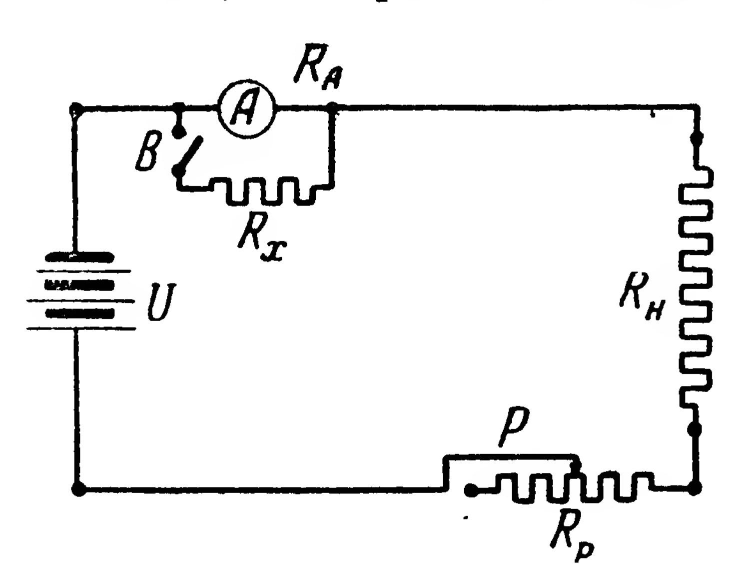
$$R_x = R_в\left(\frac{\alpha_1}{\alpha_2} - 1\right). \qquad (117)$$

Таким образом, зная сопротивление вольтметра, можно найти неизвестное сопротивление R_x. С другой стороны, если известно со-

противление R, то этим методом можно определить неизвестное сопротивление вольтметра; в этом случае формула (117) примет вид

$$R_в = R\frac{\alpha_2}{\alpha_1 - \alpha_2}. \qquad (118)$$

При составлении и решении уравнений (115) и (116) было сделано два допущения: 1) внутреннее сопротивление источника тока настолько мало, что им можно пренебречь; 2) напряжение источника тока достаточно постоянно и не изменяется при измерениях. При практических измерениях по этому методу необходимо помнить об этих условиях и выбирать такой источник тока, который обладает малым внутренним сопротивлением и обеспечивает постоянство напряжения при замерах: этим условиям удовлетворяет исправный и хорошо заряженный аэродромный аккумулятор.



Фиг. 161. Измерение малых сопротивлений методом одного амперметра.

Схема для измерения сопротивлений методом одного амперметра показана на фиг. 161.

Измеряемое сопротивление подключается параллельно амперметру; последовательно с амперметром в качестве постоянной нагрузки включается нерегулируемое сопротивление $R_н$ и для выбора лучшей точки отсчета — реостат (один реостат без нерегулируемой нагрузки включать не рекомендуется ввиду опасности короткого замыкания при случайном полном выведении реостата). *После первого измерения сопротивление реостата менять, безусловно, нельзя.*

Первое измерение производим при разомкнутом выключателе B. В этом случае показание амперметра будет соответствовать выражению

$$I'_A = \frac{U}{R_A + (R_н + R_р)}. \qquad (119)$$

Второе измерение производим при замкнутом выключателе B. В этом случае сила тока в неразветвленной цепи будет равна

$$I_2 = \frac{U}{\frac{R_A R_x}{R_A + R_x} + (R_н + R_р)}, \qquad (120)$$

а показание амперметра будет соответствовать выражению

$$I''_A = \frac{I_2 R_x}{R_A + R_x}. \qquad (121)$$

Подставляя в выражение (121) значение I_2 из уравнения (120), будем иметь

$$I''_A = \frac{UR_x}{R_A R_x + (R_A + R_x)(R_н + R_р)}. \qquad (122)$$

Решая уравнения (119) и (122) относительно R_x, получим, что

$$R_x = \frac{I''_A}{I'_A - I''_A} \frac{R_A(R_н + R_р)}{R_A + (R_н + R_р)}. \qquad (123)$$

Если в знаменателе выражения (123) пренебречь величиной R_A, малой по сравнению с $R_н + R_р$, то оно значительно упростится и примет вид

$$R_x = \frac{I''_A R_A}{I'_A + I''_A}. \qquad (124)$$

Пользуясь уравнением (124) и имея известное сопротивление R, можно определить неизвестное сопротивление амперметра по формуле

$$R_A = R \frac{I'_A + I''_A}{I'_A}. \qquad (125)$$

Так же как в методе одного вольтметра, этот способ дает необходимую точность в том случае, если напряжение источника тока постоянно, а внутреннее сопротивление его гораздо меньше суммы сопротивлений $R_н$ и $R_р$. Кроме того, на точность измерения при этом методе большое влияние оказывает сопротивление соединительных проводов и контактов присоединения R_x к амперметру.

2. *Метод омметра.* Омметрами называются показывающие приборы, позволяющие непосредственным отсчетом по шкале определять величину искомого сопротивления. Омметры, предназначенные для измерения больших сопротивлений (сотен тысяч и миллионов ом), получили название мегомметров.

В отношении источников питания омметры делятся на две группы:

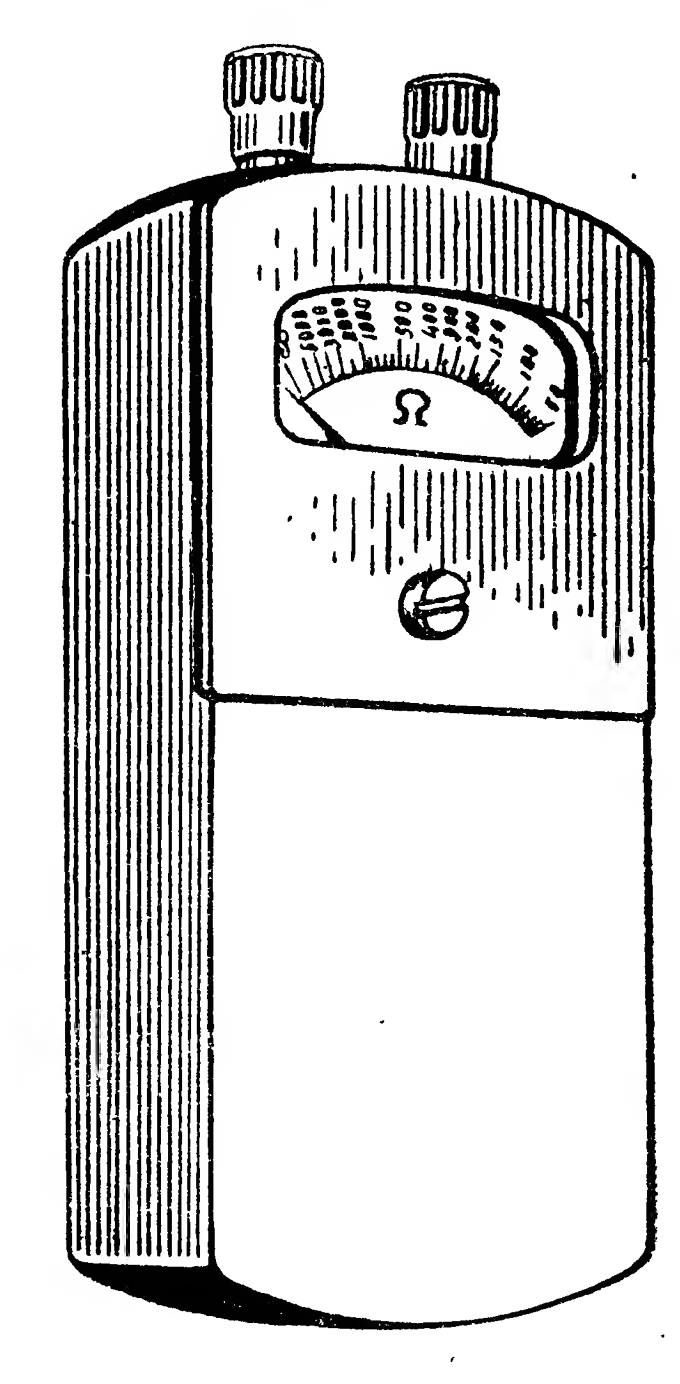
1) омметры, точность показаний которых зависит от величины и стабильности напряжения источника питания; номинальное напряжение питания указывается на приборе;

2) омметры, сохраняющие точность показаний при колебаниях напряжения источника питания в значительных пределах.

Омметры первой группы применяются обычно для измерения сопротивлений, не превышающих 100 000 *ом*.

Примером такого прибора может служить карманный омметр М-57 (фиг. 162), предназначенный для измерения сопротивлений от 10 до 5000 *ом* при рабочем диапазоне шкалы от 20 до 1500 *ом*. Принцип действия омметра М-57 основан на методе измерения сопротивлений одним вольтметром.

Возможность получения шкалы, градуированной непосредственно в омах, вытекает из следующих соображений. Если мы включим вольтметр на какой-то источник напряжения, то получим отклонение подвижной системы на определенный угол, величина которого будет прямо пропорциональна напряжению источника питания и обратно пропорциональна сопротивлению цепи вольтметра [см. фиг. 160 и уравнение (115)]. Если, не изменяя напряжения источника питания, ввести в цепь вольтметра дополнительное сопротивление, то угол отклонения стрелки вольтметра уменьшится на вполне определенную величину, пропорциональную увеличению сопротивления цепи [см. уравнение (116)]. Если увеличить сопротивление цепи до бесконечности (разорвать цепь), то стрелка вольтметра дойдет до нуля. Следовательно, шкалу вольтметра можно градуировать в омах от нуля до бесконечности.



Фиг. 162. Внешний вид омметра М-57.

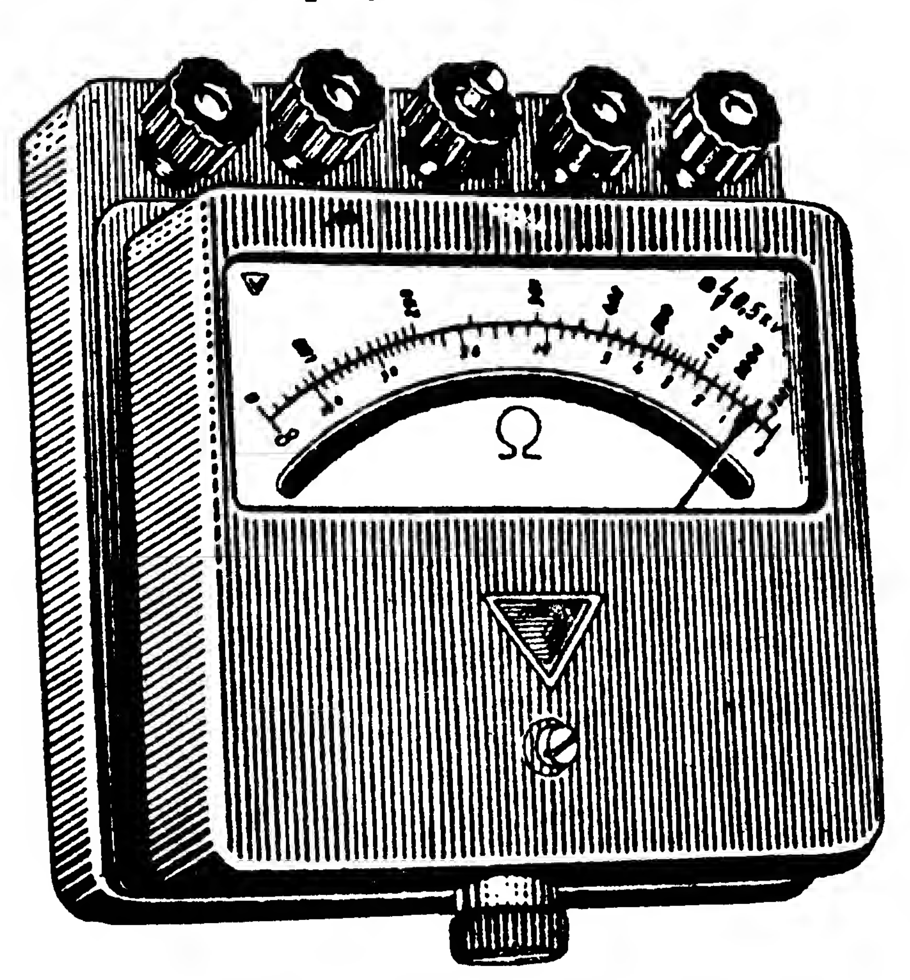
В качестве измерителя в омметре М-57 применен миллиамперметр, последовательно с которым включено постоянное добавочное сопротивление, подобранное так, что при подключении прибора к источнику питания напряжением 4,4 *в* стрелка отклоняется полностью (устанавливается на нуль шкалы омметра). Будучи рассчитан на напряжение питания 4,4 *в*, прибор допускает пользование источниками питания, напряжение которых лежит в пределах 4—4,7 *в*. При этом компенсация изменения напряжения питания и установка стрелки на нуль шкалы (что обязательно перед измерением) производится при помощи специального магнитного шунта, управление которым выведено на заднюю сторону корпуса прибора. Изменение положения шунта влияет на индукцию в рабочем зазоре магнитной системы прибора, чем и достигается изменение вращающего момента. Кроме того, прибор снабжен механическим корректором, управление которым выведено на лицевую сторону корпуса. Источник питания — сухая батарейка — монтируется в корпусе прибора.

При измерении прибор включается последовательно с измеряемым сопротивлением.

Прибор рассчитан на применение при температуре от —30 до +50° С и относительной влажности до 80%. Основная относительная погрешность измерения в пределах от 80 до 500 *ом* не превышает ±10%; на остальных участках рабочего диапазона шкалы— не более ±22%; при замерах сопротивлений более 1500 *ом* погрешность не нормирована. Температурная погрешность прибора на

участке шкалы 80—500 *ом* не превышает ±2% на каждые ±10° С изменения температуры от +20° С.

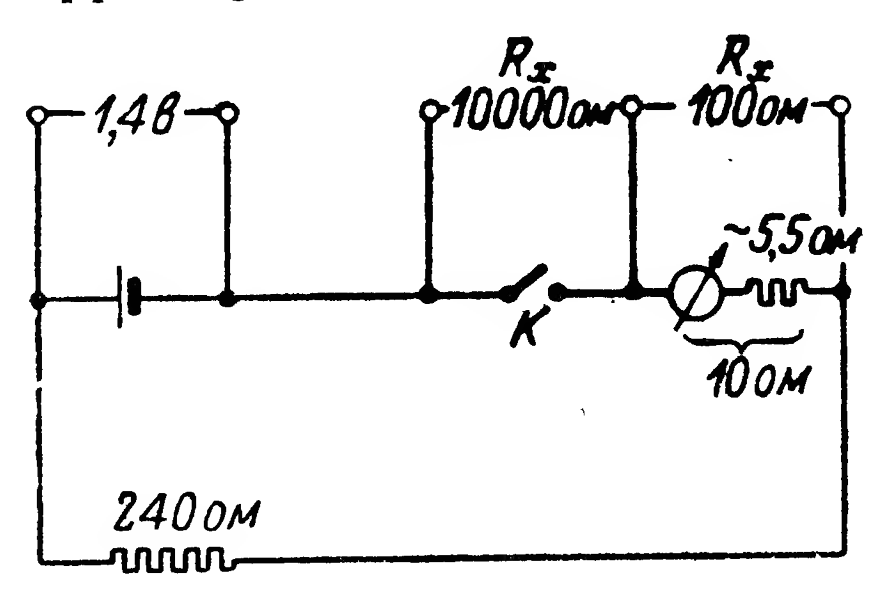
Другим представителем омметров первой группы является омметр М-471 (фиг. 163), представляющий собой переносный магнитоэлектрический прибор, смонтированный в пыленепроницаемом пластмассовом корпусе. Малые габариты прибора (123×113×51 *мм*), небольшой вес (0,7 *кг*) и относительно высокая точность обусловили широкое применение его для технических измерений сопротивлений на постоянном токе.



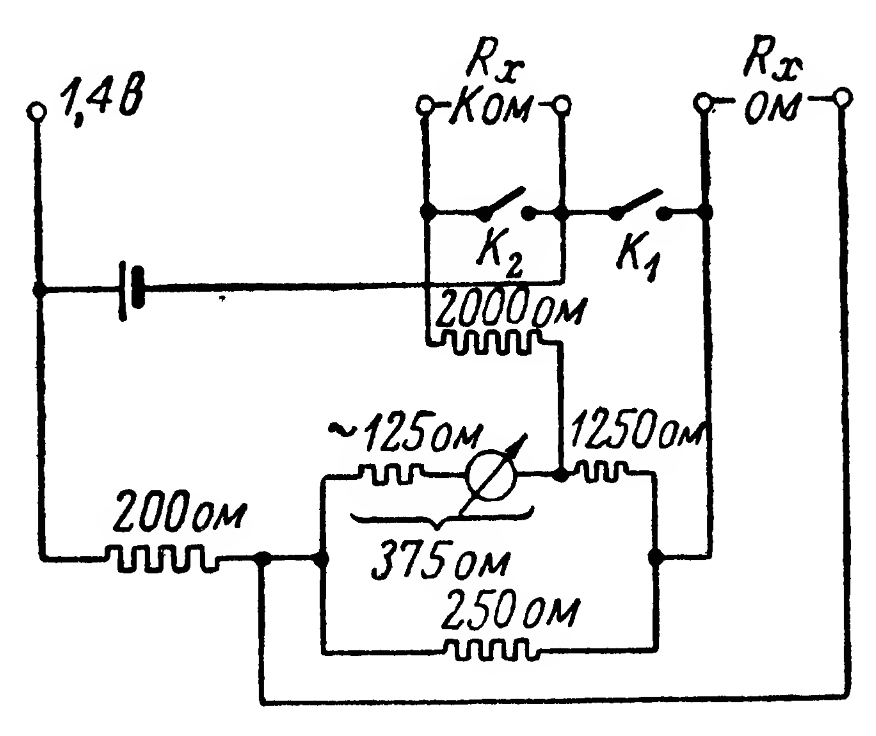
Фиг. 163. Внешний вид омметра М-471.

Омметр М-471 имеет две шкалы и изготовляется на пределы измерения 10/1000 *ом*; 100/10 000 *ом*; 1/100 *ком*; 0,1/10 *мгом*. Основная приведенная погрешность прибора не превышает ±1,5%.

Питание прибора предусмотрено от размещаемого в корпусе сухого элемента напряжением 1,4 *в*, но может быть осуществлено и от внешнего источника постоянного тока. Для компенсации отклонения напряжения источника питания от номинального (1,4 *в*) и установки стрелки на нуль шкалы применен магнитный шунт, управление которым выведено на лицевую сторону прибора. Для установки стрелки в начальное положение (∞) при отключенном источнике питания, имеется механический корректор.



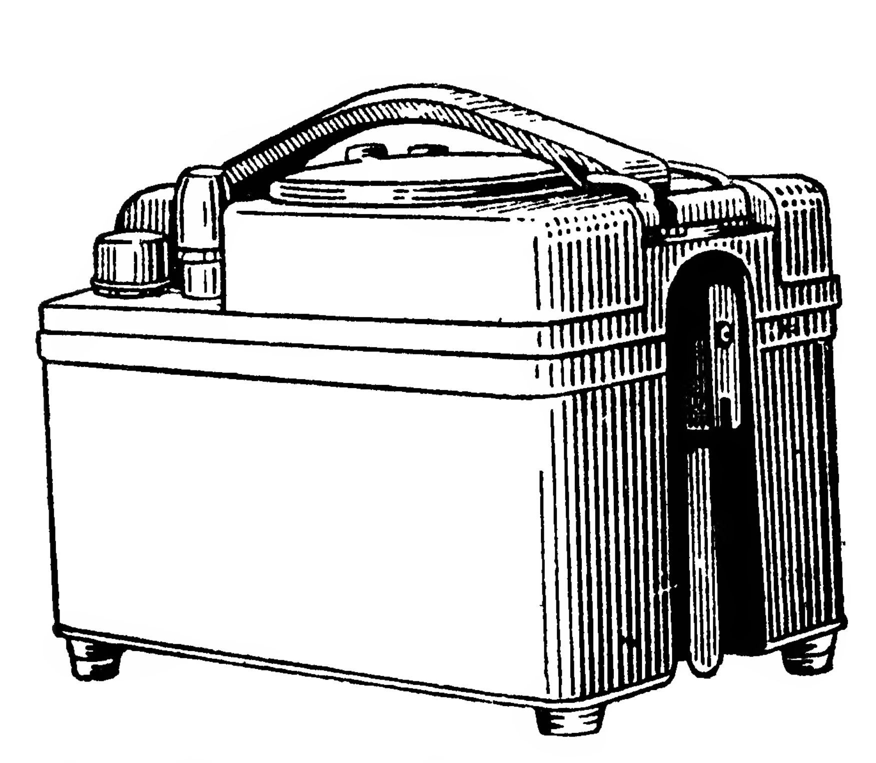
Фиг. 164. Принципиальная схема омметра М-471 с пределами измерения 100/10 000 *ом*.



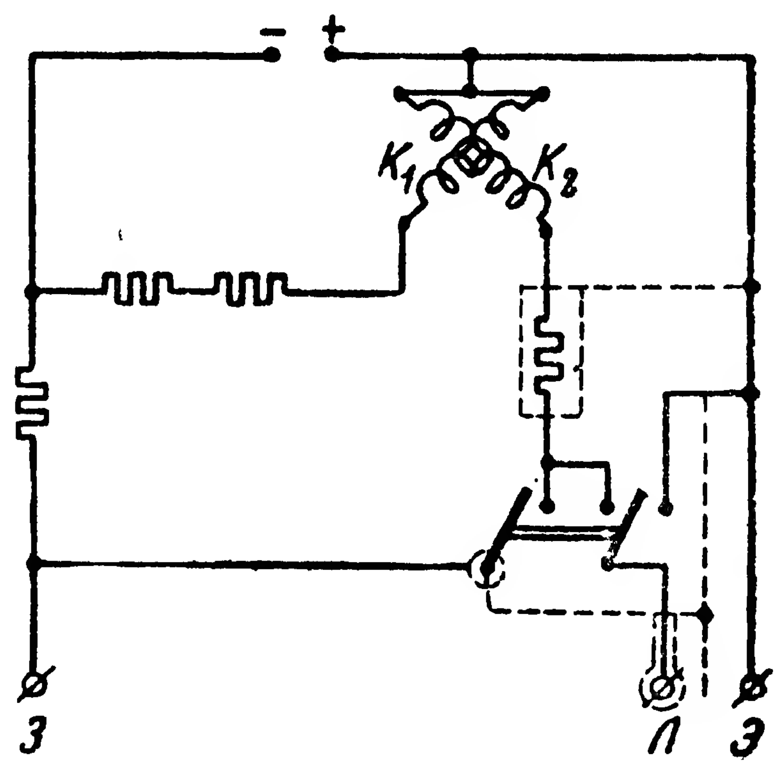
Фиг. 165. Принципиальная схема омметра М-471 с пределами измерения 1/100 *ком*.

Электрическая схема омметров М-471 с пределом измерения 100/10 000 *ом* дана на фиг. 164, а схема с пределом измерения 1/100 *ком* — на фиг. 165.

Омметры, сохраняющие точность показаний при значительных колебаниях напряжения источников питания, основаны на использовании в них логометров в качестве измерителей. Эти омметры применяются для измерения сопротивлений до 100 *мгом,* почему и получили название мегомметров. Источником питания в мегомметрах обычно служит магнитоэлектрический генератор постоянного тока (генератор с постоянными магнитами), приводимый в движение вручную. При 120—150 об/мин такой генератор дает напряжение до 500 *в*. Погрешность измерения мегомметрами колеблется от 1 до 10% в зависимости от типа мегомметра и измеряемой величины (погрешность увеличивается при измерении больших сопротивлений, порядка 10—100 *мгом*).



Фиг. 166. Внешний вид мегомметра М-1101.



Фиг. 167. Принципиальная схема мегомметра М-1101.

Наиболее совершенным и удобным в эксплуатации прибором подобного рода является мегомметр М-1101, внешний вид которого изображен на фиг. 166. Этот прибор широко применяется в качестве измерителя сопротивления изоляции электрических цепей. Принципиальная схема измерительной части прибора показана на фиг. 167. Прибор, смонтированный в пластмассовом брызгонепроницаемом корпусе, рассчитан на работу в диапазоне температур от —25 до +60° С при относительной влажности до 95±5%.

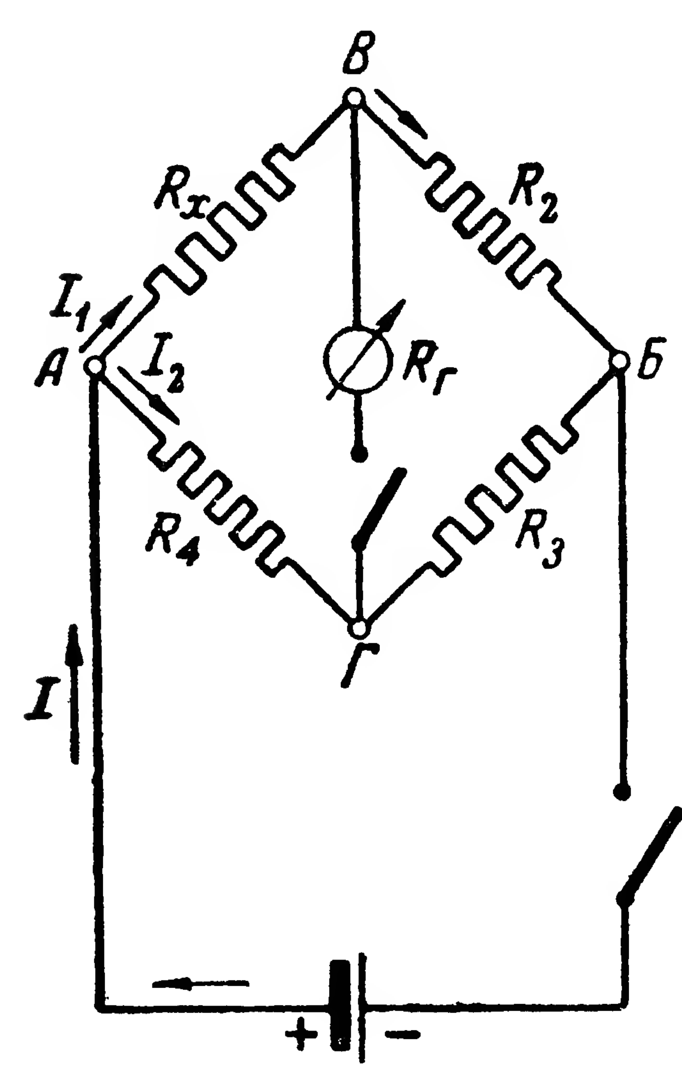
Мегомметр имеет две шкалы: нижнюю с верхним пределом измерения 2 *мгом* и верхнюю — с пределом измерения 100 *мгом*. Нижняя шкала градуирована в *ком* и оцифрована на точках: 0, 1, 2, 5, 10, 20, 50, 100, 200, 500, 1000 *ком*. Рабочая часть нижней шкалы лежит в пределах от 0,5 до 1000 *ком*. Верхняя шкала градуирована в *мгом* и оцифрована в точках: 0; 0,1; 0,2; 0,5; 1; 2; 5; 10; 20; 50; 100 и 200 *мгом*. Рабочий участок верхней шкалы 0,05÷100 *мгом*.

Нормально ЭДС генератора, питающего мегомметр М-1101, при вращении его ручки со скоростью 120 об/мин равна 500 *в*. Генератор снабжен регулятором скорости, благодаря чему максимальная его ЭДС не превышает 600 *в*.

Основная приведенная погрешность мегомметра М-1101 на рабочем участке шкалы при нормальной скорости вращения генератора

не более $\pm 1\%$. При колебаниях скорости вращения ручки генератора от 90 до 150 об/мин возникает дополнительная приведенная погрешность, которая, однако, благодаря применению логометрического указателя не превышает $\pm 1\%$. Рабочее положение прибора — горизонтальное. При наклонах прибора в любую сторону на 30° появляется погрешность наклона, достигающая $\pm 2\%$ верхнего предела шкалы. Мегомметр М-1101 весит 3,6 *кг.*

3. *Мостовой метод* измерения сопротивлений отличается высокой точностью (до 0,001%), поэтому он широко применяется в лабораторной и производственной практике. Основными схемами мостовых методов являются схемы, приведенные на фиг. 168 и 169.



Фиг. 168. Принципиальная схема уравновешенного моста.

Рассмотрим схему, показанную на фиг. 168. Сопротивления R_1, R_2, R_3 и R_4 называются плечами моста. В одну из диагоналей моста, между точками *А* и *Б,* включается источник питания (обычно гальванический элемент, так как сила тока в цепи весьма невелика). В другую диагональ, между точками *В* и *Г,* включается высокочувствительный измеритель тока (чаще всего магнитоэлектрический гальванометр).

Принцип действия моста основан на том, что поскольку потенциал меняется от значения $U_А$ до значения $U_Б$, как по ветви *АВБ,* так и по ветви *АГБ*, то, следовательно, всякому значению потенциала $U_В$ в точке *В* одной ветви можно найти равное ему значение потенциала $U_Г$ в точке *Г* другой ветви. Следовательно, если между этими точками включить гальванометр, то он не покажет протекания тока через диагональ *ВГ,* т. е. весь ток будет проходить только по двум параллельным ветвям *АВБ* и *АГБ*. Зная три сопротивления из четырех, включенных в плечи моста, и зная величины падения напряжений, можно найти четвертое, неизвестное сопротивление.

Процесс измерения заключается в том, чтобы подобрать такие значения сопротивлений R_2, R_3 и R_4, при которых ток в гальванометре равнялся бы нулю. Это состояние моста называется равновесием его, а такой метод измерения неизвестного сопротивления иногда называется нулевым методом.

Допустим, что налицо равновесие моста. Обозначим силу тока в цепи *АВБ* через I_1, а в цепи *АГБ* через I_2. Поскольку мост находится в равновесии, можно считать

$$I_1 R_x = I_2 R_4$$

и

$$I_1 R_2 = I_2 R_3;$$

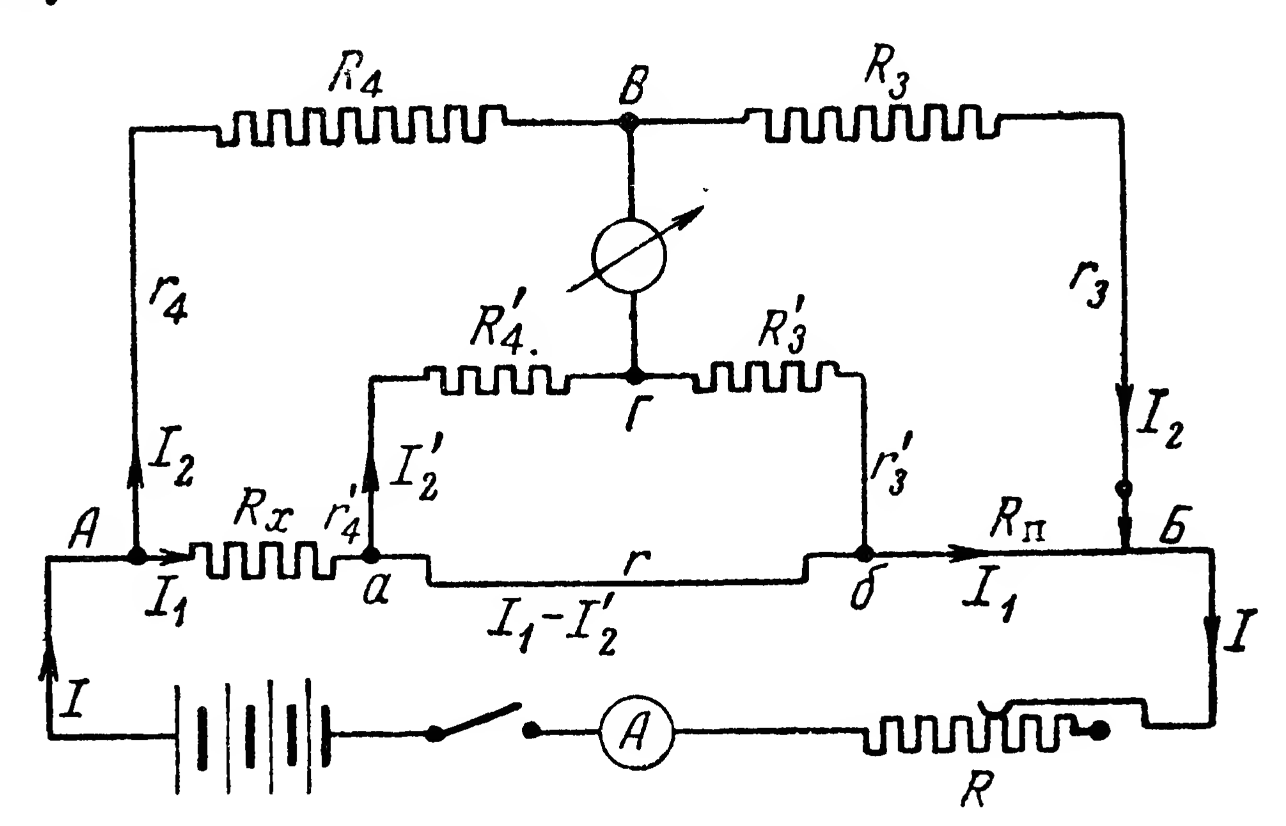
разделив первое уравнение на второе, получим, что

$$\frac{R_x}{R_2}=\frac{R_4}{R_3} \quad \text{или} \quad R_xR_3=R_2R_4. \qquad (126)$$

Уравнение (126) носит название условия равновесия моста. Из условия равновесия находим

$$R_x=R_2\frac{R_4}{R_3}. \qquad (127)$$

Уравнение (127) показывает, что равновесия моста можно добиться изменением R_2 или изменением $\frac{R_4}{R_3}$. Чаще прибегают к первому приему.



Фиг. 169. Схема двойного моста.

R_x, $R_п$ R_3, R_4, R_3', R_4'—сопротивления плеч моста; r_3, r_4, r_3', r_4', r—сопротивления соединительных проводов (включая переходные сопротивления контактов).

Погрешность измерения техническими мостами не превышает $\pm 1{,}5\%$. В местах соединения проводов с реостатами получаются «сопротивления соприкосновения» или «сопротивления контакта», равные сотым долям ома. Эти сопротивления суммируются или с R_x, или с другими сопротивлениями плеч моста, причем точная величина этих сопротивлений неизвестна. Для того чтобы ими можно было пренебречь, R_x должно быть не менее 1 *ом*. Поэтому обычно этими мостами измеряют сопротивления, величина которых колеблется от 1 до 100 000 *ом*.

Для измерения малых сопротивлений применяется двойной мост (фиг. 169). Особая схема двойного моста позволяет компенсировать возможные погрешности от неучитываемых сопротивлений соединительных проводов и переходных контактов и замерять с достаточной точностью сопротивления, величина которых колеблется от 0,000001 до 10 *ом*.

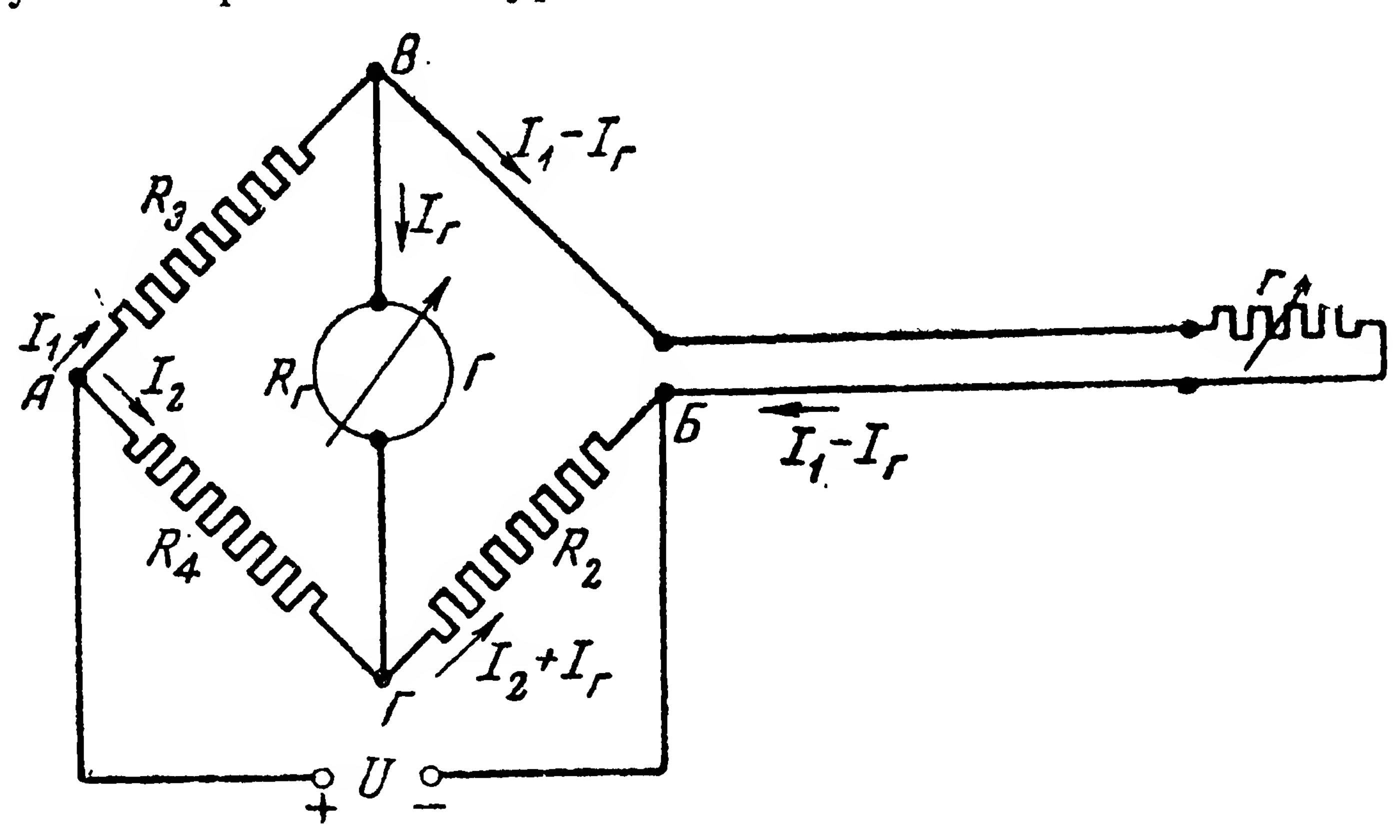
Из-за громоздкости вывода условия равновесия двойного моста приводим лишь общее условие равновесия

$$R_x = \frac{R_1}{R_3} R_п = \frac{R'_4}{R'_3} R_п. \qquad (128)$$

Как видно из уравнения (128), для получения точного значения R_x необходимо удовлетворить оба условия равновесия, поэтому этот мост и называется двойным мостом.

Мостовые схемы авиационных приборов

В авиационных приборах мостовые схемы используются для замера *изменения* электрических сопротивлений. Поэтому в отличие от принципа моста, рассмотренного выше, в авиационных приборах используется принцип неуравновешенного моста. Сущность это-



Фиг. 170. Схема неуравновешенного моста с гальванометром в качестве указателя.

Г—гальванометр; *R* —сопротивление гальванометра; R_2, R_3, R_4—постоянные плечи моста; *r* —переменное плечо моста.

го принципа, независимо от схемы моста, заключается в том, что мост уравновешивается при определенном значении R_x; если же сопротивление R_x (см. фиг. 168) по каким-либо причинам начнет изменяться, то равновесие моста нарушится, и через диагональ моста, в которую включен указатель, потечет ток. По величине отклонения стрелки указателя можно судить о величине изменения сопротивления R_x.

Ниже рассматриваются наиболее распространенные мостовые схемы, используемые в некоторых авиационных приборах.

Для простоты каждое из плеч моста предполагается состоящим из одного сопротивления. В действительности это не всегда так, но принцип действия схемы от этого не меняется.

В зависимости от типа указателя различают схемы неуравновешенного моста, в которых в качестве указателя используется галь-

гальванометр, и схемы, в которых указателем является логометр. Последние в свою очередь подразделяются на симметричные и несимметричные.

Схема неуравновешенного моста с гальванометром приведена на фиг. 170. Одно из плеч моста (r) — датчик — представляет собой сопротивление, значение которого может изменяться под действием измеряемой неэлектрической величины. Переменность этого сопротивления условно обозначена стрелкой.

Схема получает питание от бортовой электрической сети постоянного тока.

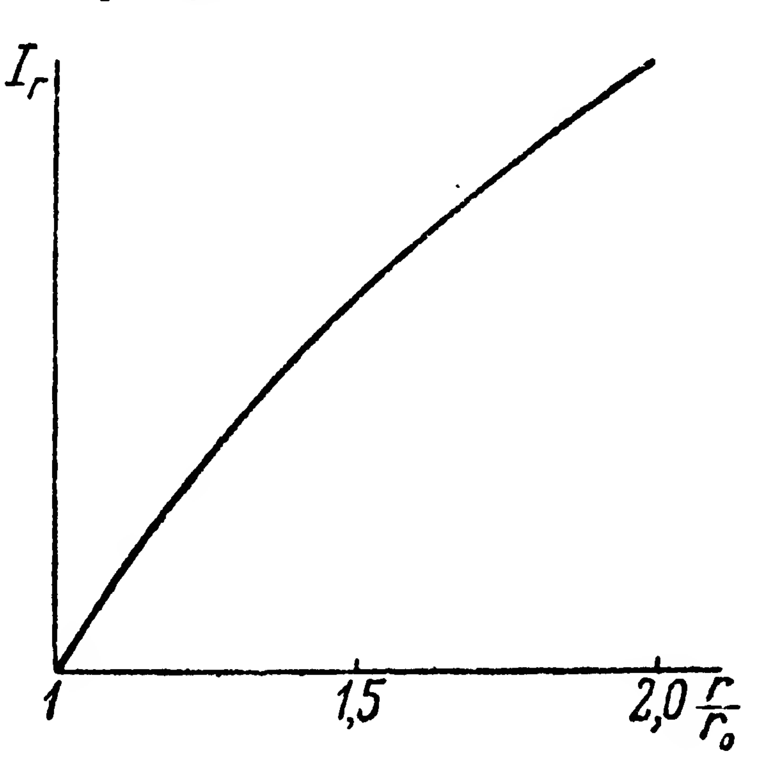
При $r=R_1$ мост находится в равновесии и ток в гальванометре равен нулю. При $r \neq R_1$ через гальванометр будет протекать ток $I_г$. Величину тока $I_г$ можно определить, решив схему.

Если принять направление токов, как указано на фиг. 170, то для этой схемы будут справедливы следующие три уравнения:

1) $U=I_1R_3+(I_1-I_г)r$;

2) $U=I_2R_4+(I_2+I_г)R_2$;

3) $I_г=\frac{I_2R_4-I_1R_3}{R_г}$.



Фиг. 171. Характер изменения тока в диагонали моста (фиг. 170) при различных значениях сопротивления по отношению к его значению при равновесии моста.

$r_0=\frac{R_3R_2}{R_4}$ — величина сопротивления r при $I_г=0$.

Определив из первых двух уравнений значение токов I_1 и I_2 и подставив их значение в третье уравнение, получим

$$I_г=\frac{\frac{U-I_гR_2}{R_2+R_4}R_4-\frac{U+I_гr}{R_3+r}R_3}{R_г}. \quad (129)$$

Произведя ряд преобразований и обозначив через

$$a=R_2R_3R_г+R_3R_4R_г+R_2R_4R_3,$$

$$b=R_2R_г+R_гR_4+R_2R_4+R_3R_2+R_4R_3,$$

получим

$$I_г=\frac{U(R_4r-R_3R_3)}{a+br}. \quad (130)$$

Характер этой зависимости графически изображен на фиг. 171. Уравнение (130) показывает следующее.

1) Каждому значению r соответствует одно определенное значение $I_г$, т. е. одно вполне определенное отклонение подвижной системы указателя. А это означает, что на шкалу гальванометра можно нанести значения той или иной неэлектрической величины, воздействующей на сопротивление r и связанной с его изменениями также однозначной функциональной зависимостью.

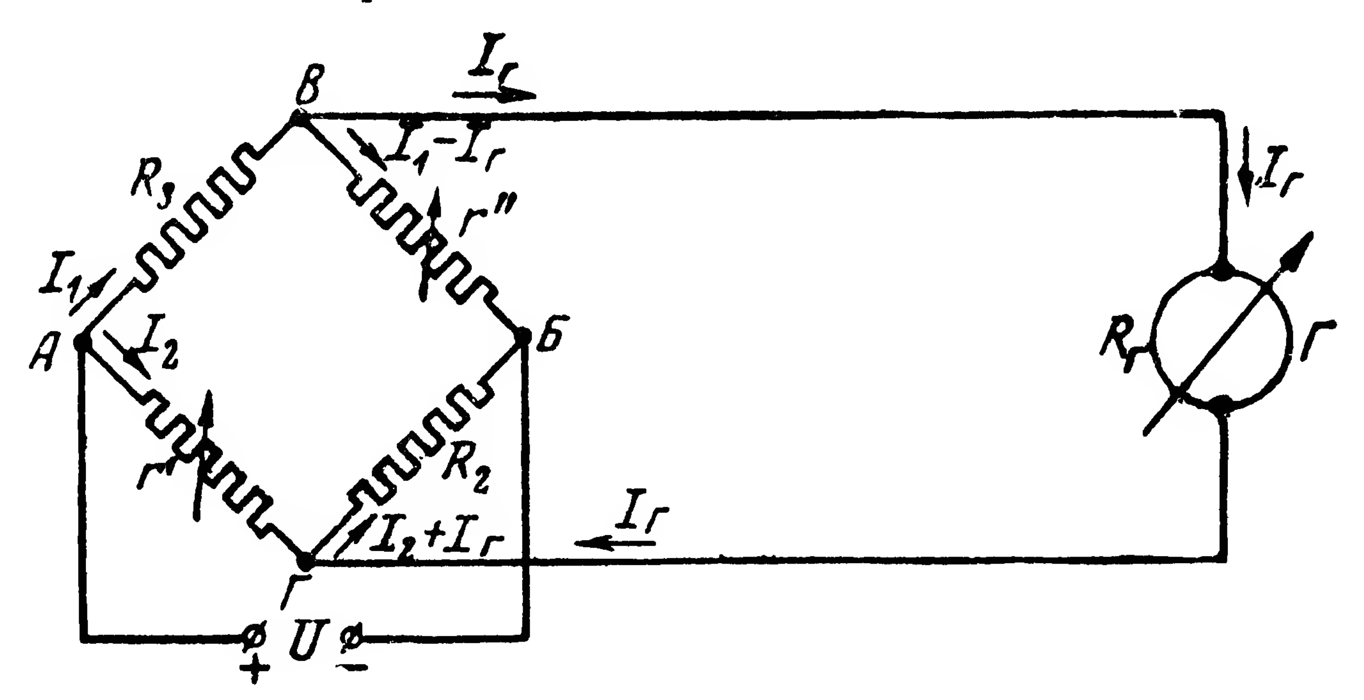
2) Значение тока $I_г$ при одной и той же величине r может меняться в зависимости от колебания напряжения U. Зависимость между $I_г$ и U прямая. Считая r постоянным, можно записать

$$I_г = kU, \tag{131}$$

где

$$k = \frac{R_4 r - R_2 R_3}{a + br}.$$

А это означает, что колебание напряжения бортовой сети даже в допустимых пределах ($\pm$ 1 *в*, т. е. примерно 4% номинала) вызовет дополнительную погрешность измерения в $\pm$4%. В этом заключается основной недостаток мостовой схемы, в которой указателем является гальванометр.



Фиг. 172. Схема неуравновешенного моста с двумя переменными плечами.

R_2, R_3—постоянные плечи моста; r', r''—переменные плечи моста; $Г$—гальванометр; $R_г$—сопротивление гальванометра.

На фиг. 172 представлена применяемая в авиационных газоанализаторах схема моста с гальванометром, в которой переменными являются два противоположных плеча, обозначенные r' и r''. Конструктивно схема выполняется так, что зависимости между изменением r' и r'' и измеряемой величиной совершенно одинаковы. Поэтому при решении схемы эти сопротивления можно представить как равные части одного сопротивления, включенные в разные плечи моста, т. е.

$$r' = r'' = r.$$

Уравнения, характеризующие такую схему, можно записать в виде

1) $U = I_1 R_3 + (I_1 - I_г) r$;

2) $U = I_2 r + (I_2 + I_г) R_2$;

3) $I_г = \dfrac{I_2 r - I_1 R_3}{R_г}$.

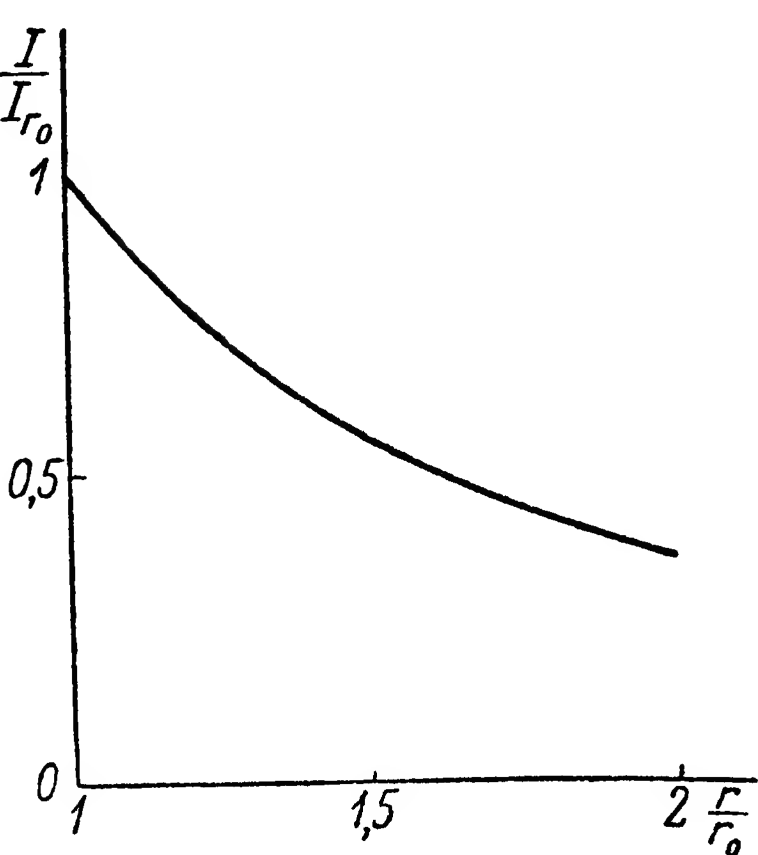
Решая эти уравнения относительно $I_г$, получим опять однозначную зависимость между сопротивлением r и величиной тока в цепи гальванометра

$$I_г = \frac{U(R_2 - R_3)}{a + br + cr^2}, \qquad (132)$$

где

$$a = R_г R_2 R_3 + R_2 R_3,$$
$$b = R_г R_3 + R_г R_2 + 2R_2,$$
$$c = R_2 + 1.$$

Графически характер этой зависимости показан на фиг. 173.

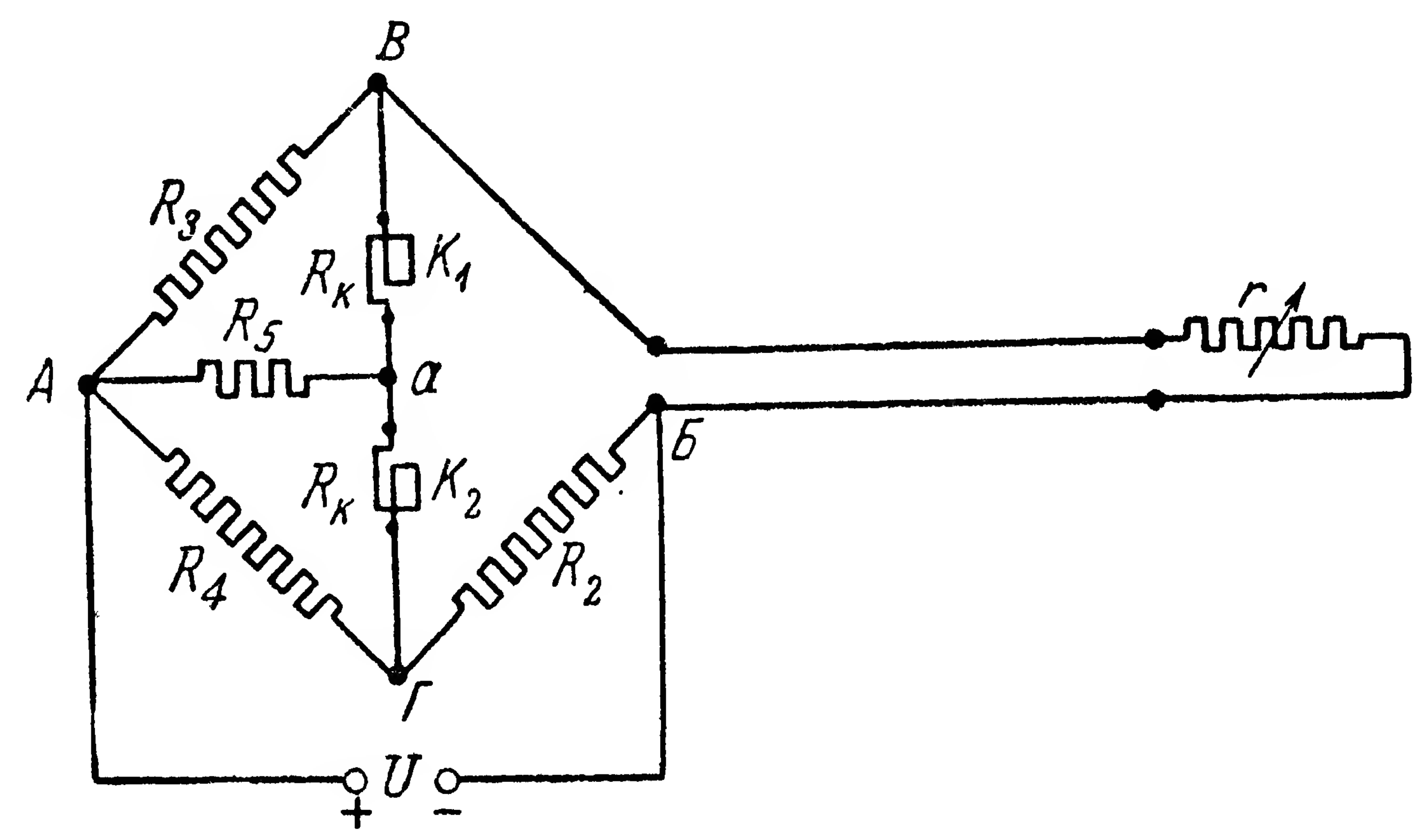


Фиг. 173. Характер изменения тока в диагонали моста (фиг. 172) при различных значениях сопротивлений r по отношению к их значениям при градуировке моста.

r_0—значение переменных сопротивлений при градуировке моста; $I_{г_0}$—ток в цепи гальванометра при $r = r_0$.

Из уравнения (132) и из графика видно, что схема, показанная на 172, принципиально отличается от схемы фиг. 170. Отличие заключается в том, что при этой схеме увеличение переменных сопротивлений ведет не к увеличению, а к уменьшению тока в цепи гальванометра. Поэтому прибор градуируется при определенном начальном токе гальванометра $I_{г0}$, равном 100 *ма*, и по величине спадания этого тока судят о степени увеличения сопротивлений r.

На фиг. 174 показана симметричная схема неуравновешенного моста, в которой указателем является магнитоэлектрический лого-



Фиг. 174. Симметричная схема неуравновешенного моста, в которой указателем является магнитоэлектрический логометр.

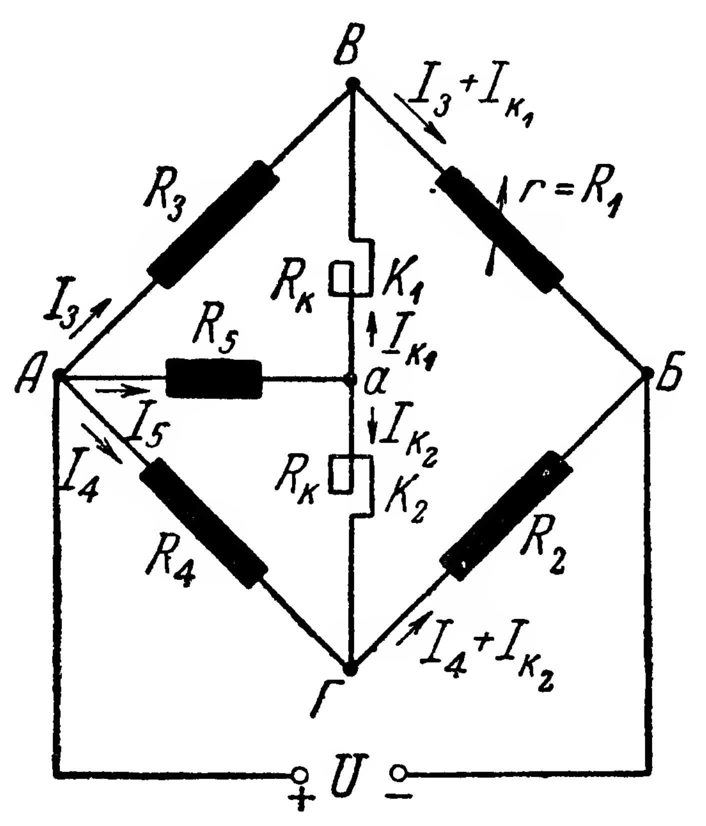
K_1; K_2 —катушки логометра; R_2, R_3, R_4—постоянные плечи моста; r —переменное плечо моста; R_5 —полудиагональ моста.

метр со скрещенными катушками. Для рассмотрения принципа действия схемы совершенно безразлично, будет ли это логометр с

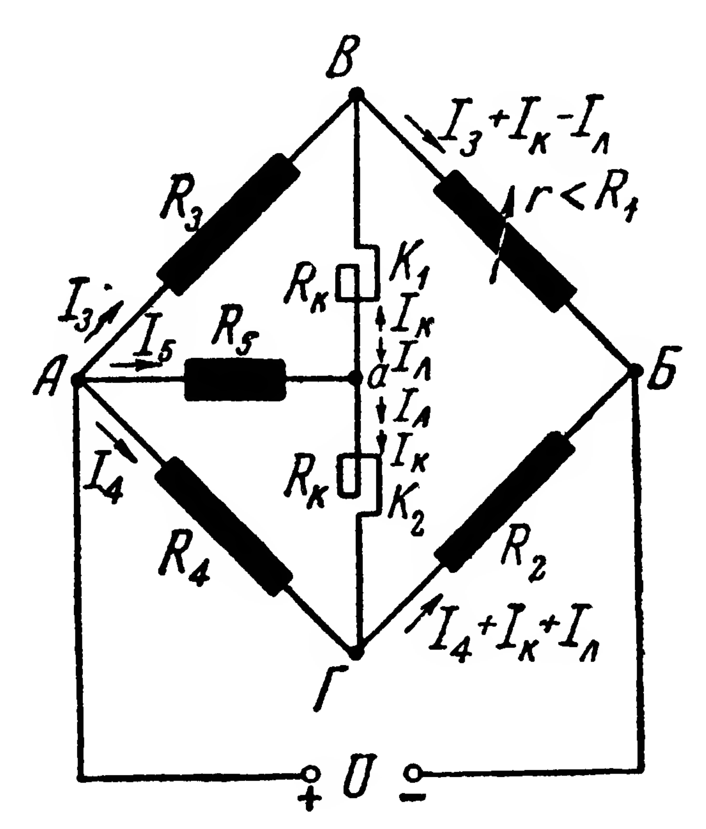
внутрирамочным магнитом и подвижными катушками или логометр с подвижным магнитом и неподвижными катушками.

Эта схема отличается наличием полудиагонали R_5, связывающей точку A моста с общей точкой a катушек K_1 и K_2, и тем, что сопротивления R_3 и R_4 делаются равными друг другу.

При некотором значении $r=R_1$ мост будет находиться в равновесии, т. е. точки B и $Г$ будут под одним и тем же потенциалом (фиг. 175). При этом ток I питания схемы в точке A будет разветвляться на токи I_3, I_4 и I_5. Последний в свою очередь в точке a потечет по направлению к точкам B и $Г$. Так как $R_3=R_4$, то, оче-



Фиг. 175. Симметричная схема моста при $r=R_1$.



Фиг. 176. Схема моста при $r<R_1$.

видно, при равновесии моста токи I_3 и I_4 будут равны. Так как сопротивления катушек K_1 и K_2 логометра обычно равны, то вследствие равенства потенциалов точек B и $Г$ ток в точке a разветвится по направлению к точкам B и $Г$ на два равных тока:

$$I_{k_1}=I_{k_2}=\frac{I_5}{2}=I_k.$$

Таким образом, равновесие симметричной схемы моста с логометром характеризуется тем, что через катушки логометра протекают одинаковые токи, и, следовательно, подвижная система логометра при этом занимает некоторое среднее положение.

Допустим, что сопротивление r по каким-либо причинам уменьшилось, т. е. стало меньше R_1 (фиг. 176). Очевидно, что в этом случае потенциал точки B станет выше потенциала точки $Г$ ($R_3=R_4$, а ток I_3 стал больше I_4), и вследствие этого от точки B к точке $Г$ потечет уравнительный ток $I_л$. В результате подвижная система логометра отклонится от нейтрального положения.

Как известно, логометр реагирует на изменение отношения токов, протекающих через катушки логометра.

В данном случае направления токов $I_к$ и $I_л$ в катушке K_2 совпадают, а в катушке K_1 взаимно противоположны. Поэтому суммарный

ток в катушке K_1 уменьшится, а в катушке K_2 станет больше, чем при равновесии моста. Следовательно, отношение этих токов изменится, что вызовет соответствующее изменение показаний логометра. Если бы сопротивление r не уменьшилось, а возросло, то потенциал точки B стал бы ниже потенциала точки $Г$, и ток $I_л$ между ними имел бы противоположное направление. При этом ток в катушке K_1 стал бы больше тока в катушке K_2, т. е. отношение этих токов, а следовательно, и показание прибора изменились бы в обратную сторону. Каждому значению сопротивления r соответствует определенное показание логометра.

Докажем, что отношение токов $\frac{I_{k_1}}{I_{k_2}}$ есть однозначная функция сопротивления r.

Токи I_{k1} и I_{k2}, протекающие через соответствующие катушки логометра, при данном, новом значении сопротивления r можно представить складывающимися из двух токов: одного неизменного тока I_k, соответствующего равновесию моста, и другого $I_л$, обусловленного разностью потенциалов точек B и $Г$ при данном значении r. Таким образом, в рассматриваемом случае уменьшения r по сравнению с R_1 через катушку логометра K_1 потечет ток I_{k1}, равный

$$I_{k_1}=I_k-I_л, \tag{133}$$

а через катушку K_2 — ток I_{k2}, равный

$$I_{k_2}=I_k+I_л. \tag{134}$$

Так как обычно $R_3=R_4$ и $R_{k1}=R_{k2}$, то для случая равновесия моста (см. фиг. 175), когда ток I_k определяется лишь разностью потенциалов между точками $a-B$ и $a-Г$, можно записать

$$2I_k=\frac{I_5R_5-I_3R_3}{R_{k_1}}.$$

Но $I_5+I_3+I_4=I_5+2I_3=I$, а R_5, R_3, R_{k1} — величины постоянные, следовательно, I_k прямо пропорционален общему току I, т. е.

$$I_k=C'I,$$

где C' — постоянный коэффициент пропорциональности, зависящий от соотношения сопротивлений плеч и полудиагонали моста.

Ток I в свою очередь при неизменном общем сопротивлении моста зависит только от величины напряжения U. Отсюда вытекает, что и ток I_k зависит только от U, т. е.

$$I_k=C''U.$$

Ток $I_л$ обусловлен разностью потенциалов между точками B и $Г$ при нарушении равновесия моста. Исходя из этого его можно считать аналогичным по природе (не по величине) току $I_г$, протекающему через гальванометр при нарушении равновесия моста Витстона (см. фиг. 170). Таким образом, можно утверждать, что ток $I_л$,

так же как и ток $I_г$ [см. уравнение (131)], является однозначной функцией напряжения U и сопротивления r. Причем, как и для $I_г$, зависимость $I_л$ от напряжения будет, очевидно, прямо пропорциональная, т. е.

$$I = Uf'(r).$$

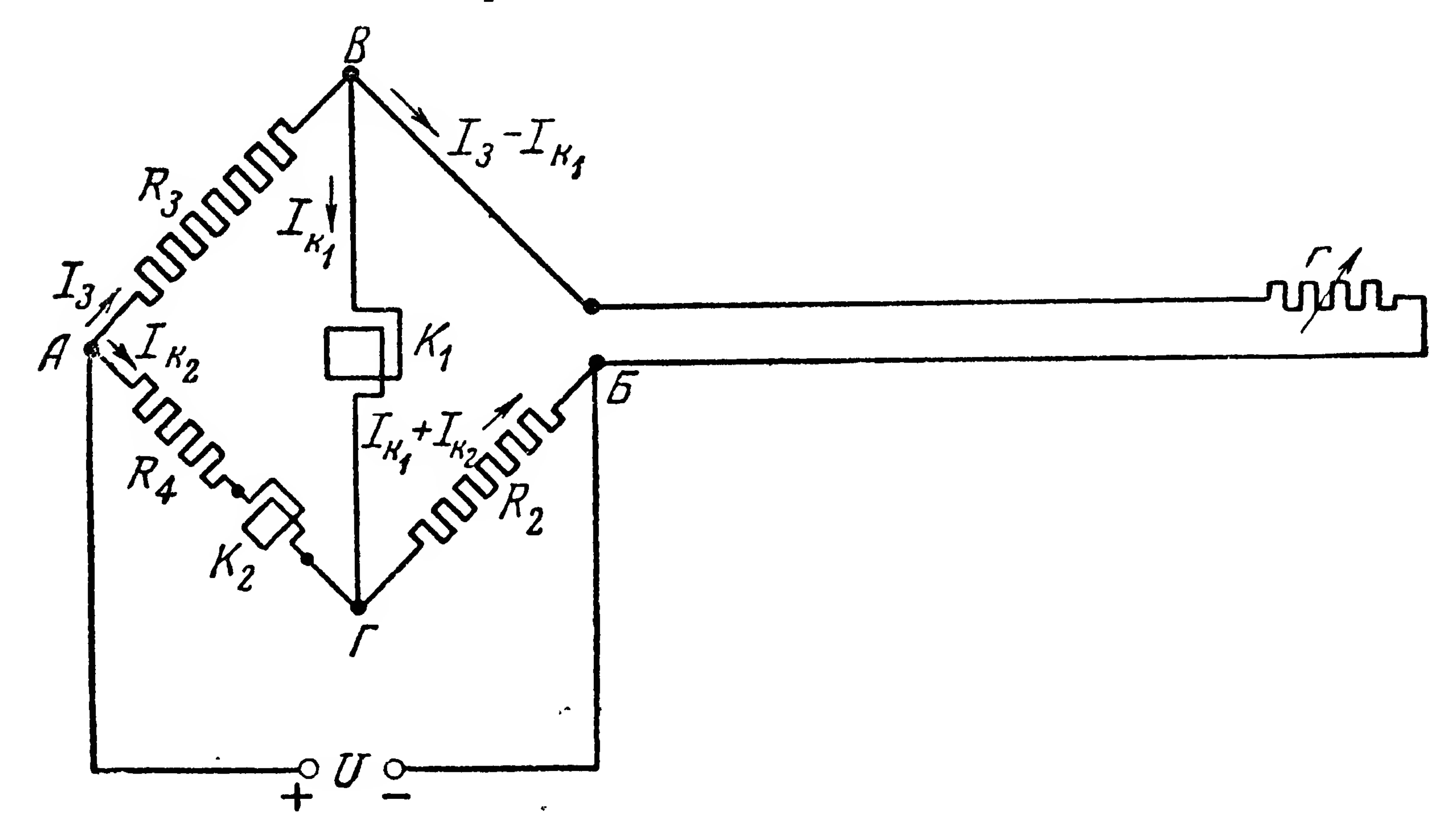
В результате приведенных рассуждений уравнения (133) и (134) можно записать в виде

$$I_{k_1} = C''U - Uf'(r);$$

$$I_{k_2} = C''U + Uf'(r);$$

поделив первое на второе, получим

$$\frac{I_{k_1}}{I_{k_2}} = \frac{C'' - f'(r)}{C'' + f'(r)} = f(r). \qquad (135)$$



Фиг. 177. Схема неуравновешенного моста, в котором указателем является несимметричный магнитоэлектрический логометр с подвижными катушками.

K_1, K_2 — катушки логометра; R_2, R_3, R_4, r — плечи моста.

Из уравнения (135) видно, что отношение $\frac{I_{k_1}}{I_{k_2}}$ является однозначной, вполне определенной функцией r и что отношение $\frac{I_{k_1}}{I_{k_2}}$ не зависит от напряжения U. Эта независимость показаний логометра от колебания напряжения является одним из наиболее важных достоинств мостовой схемы с логометром.

На фиг. 177 приведена схема неуравновешенного моста, в котором указателем служит магнитоэлектрический логометр с несимметричным включением катушек. Катушка K_1 включена в диагональ моста, а катушка K_2 — в одно из плеч моста.

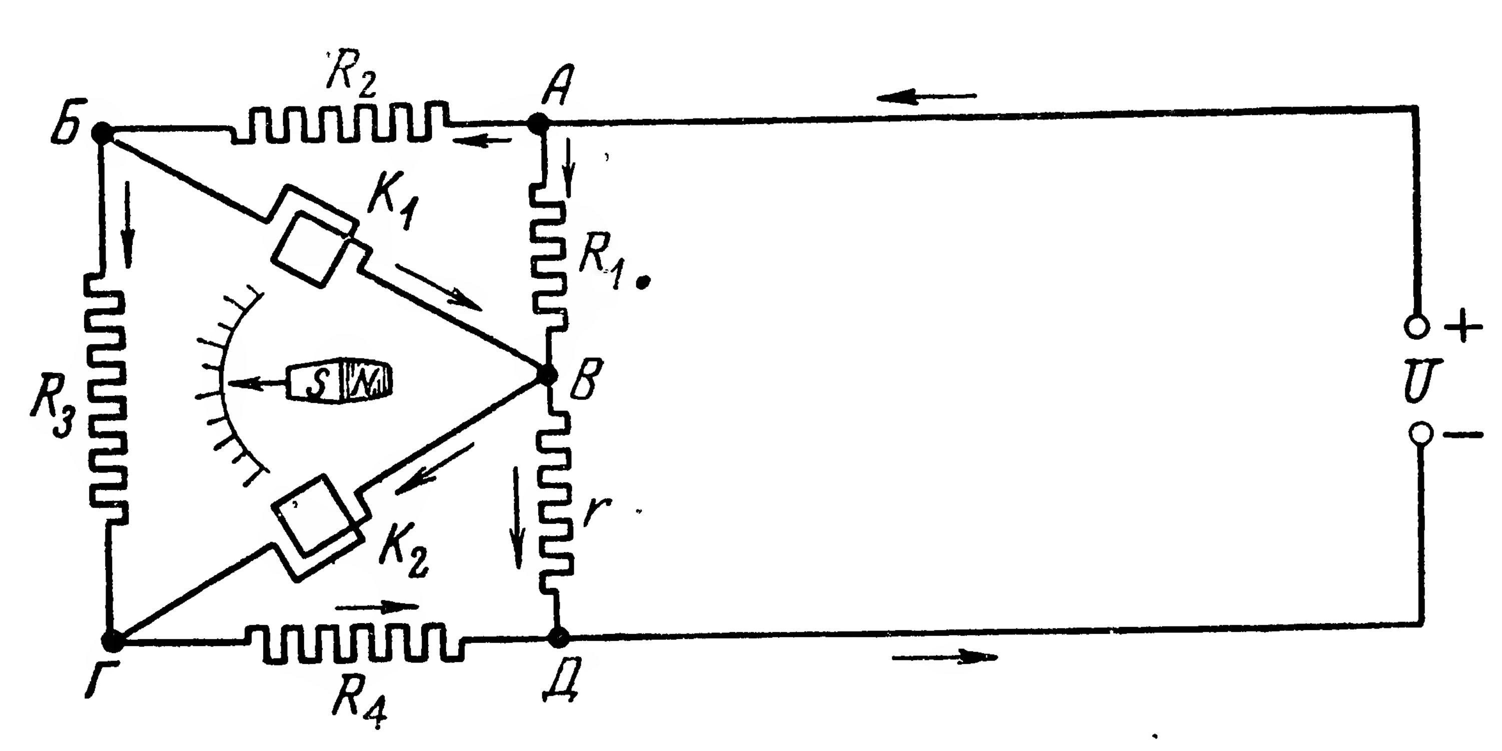
При определенном значении сопротивления r мост сбалансирован, и ток I_{k1} в катушке K_1 равен нулю. При увеличении или умень-

шении сопротивления r этот ток нарастает, имея различное направление. Ток в катушке K_2 гораздо больше тока I_{k1}, и относительное изменение его при изменении r по сравнению с изменением I_{k1} весьма незначительно.

Следовательно, как и в предыдущей схеме, изменение сопротивления r повлечет за собой изменение отношения токов в катушке, а с ним и соответствующее изменение показаний прибора.

Еще одна схема, примененная в авиационных термометрах сопротивления ТЭМ-47, показана в упрощенном виде на фиг. 178.

Катушки K_1 и K_2 включены так, что создаваемые ими магнитные поля стремятся отклонить подвижный магнит во взаимно противоположных направлениях.



Фиг. 178. Несимметричная схема неуравновешенного моста, в котором указателем является логометр с подвижным магнитом.

При номинальном значении переменного сопротивления r токи в плечах моста направлены так, как указано на схеме стрелками.

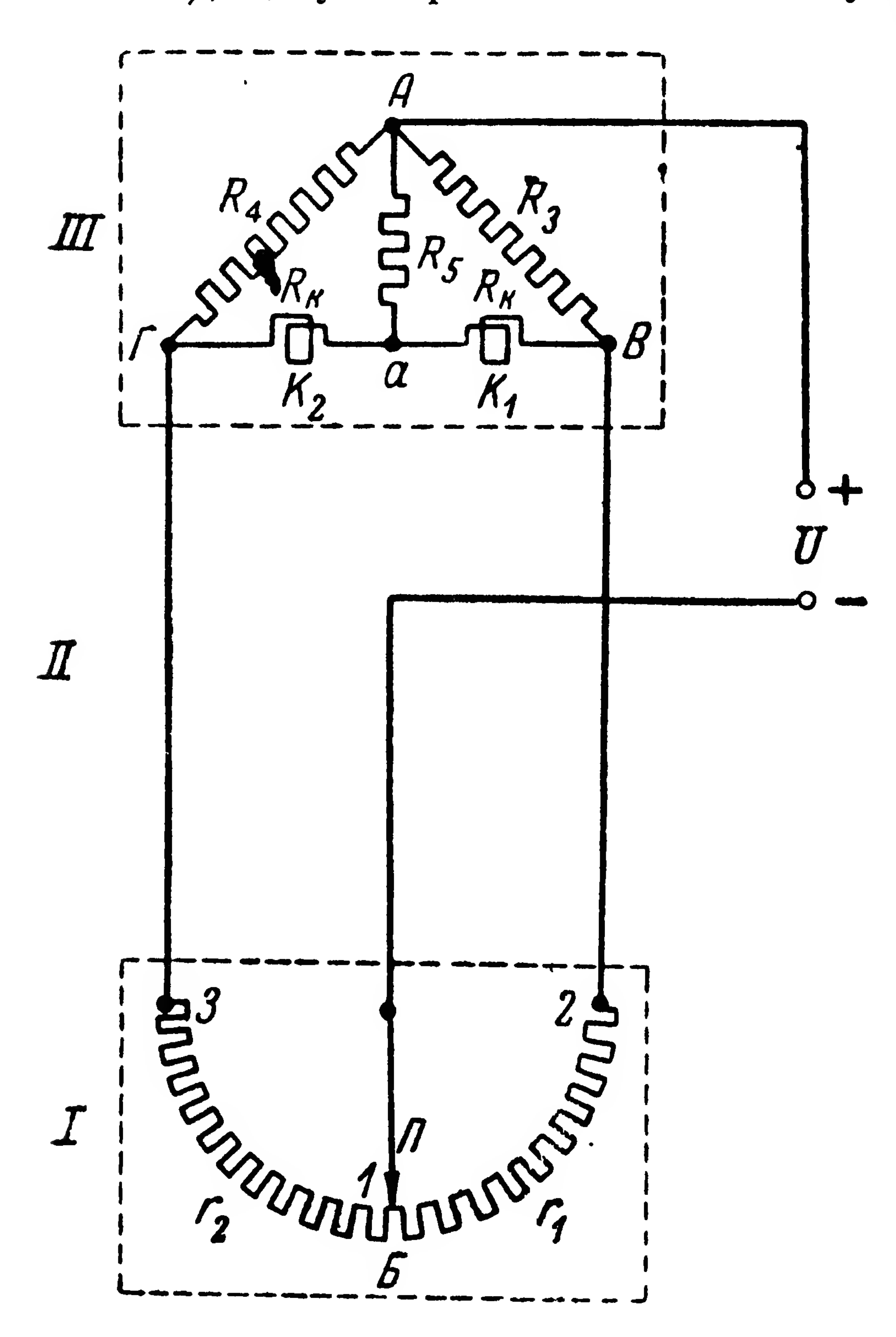
При увеличении сопротивления r общее сопротивление параллельных ветвей *ВГ* и *ВД* будет увеличиваться, и вследствие этого ток, протекающий через катушку K_1, будет уменьшаться. В то же время в параллельных ветвях произойдет перераспределение токов: ввиду увеличения сопротивления ветви *ВД* большая часть общего тока пройдет через катушку K_2, в результате подвижный магнит логометра отклонится в направлении конца шкалы на угол, соответствующий увеличению сопротивления теплочувствительного элемента термометра.

Одним из важных эксплуатационных достоинств данной схемы является то, что в случае обрыва цепи сопротивления стрелка прибора (подвижный магнит) отклоняется в крайнее положение (вправо до упора), а не занимает среднего положения, как в обычных схемах с логометром.

На фиг. 179 показана несколько видоизмененная симметричная схема моста с логометром, применяемая в электрических дистанционных передачах. От рассмотренных выше она отличается тем, что в ней не одно, а два плеча моста переменные. Принципиальных изменений в работу схемы это не вносит. В данном случае сумма

этих переменных сопротивлений остается неизменной, а меняется лишь их соотношение, т. е. угол отклонения подвижной системы логометра в данной схеме является функцией положения подвижного контакта (ползунка) потенциометра.

Когда ползунок *П* занимает некоторое среднее положение (в точке *1*), r_1 будет равно r_2; в этом случае, очевидно (так как обычно R_3 равно R_4, а $R_{k1}=R_{k2}=R_k$), через катушки логометра будут протекать одинаковые токи, и подвижная система логометра будет занимать некоторое среднее положение. При положении ползунка *П* в правом крайнем положении (в точке *2*) ток в катушке K_1 будет максимальным, а в катушке K_2 минимальным. Подвижная система логометра займет одно из крайних положений, например, правое. При переходе ползунка в другое крайнее положение (в точку *3*) подвижная система логометра займет соответственно другое, крайнее левое положение. Таким образом, каждому положению ползунка, каждому соотношению сопротивлений r_1 и r_2 будет соответствовать одно определенное положение подвижной системы логометра.



Фиг. 179. Симметричная схема моста с логометром, применяемая в электрических дистанционных передачах.

I—датчик-потенциометр (выполняет роль делителя токов); *II*—линия связи; *III*—указатель; K_1, K_2—катушки логометра; r_1, r_2—переменные плечи моста ($r_1 + r_2 = R_П$); R_3, R_4—постоянные плечи моста (обычно $R_3=R_4$); R_5—полудиагональ моста.

Выбор той или иной мостовой схемы в авиационных приборах зависит от характера измеряемой величины.

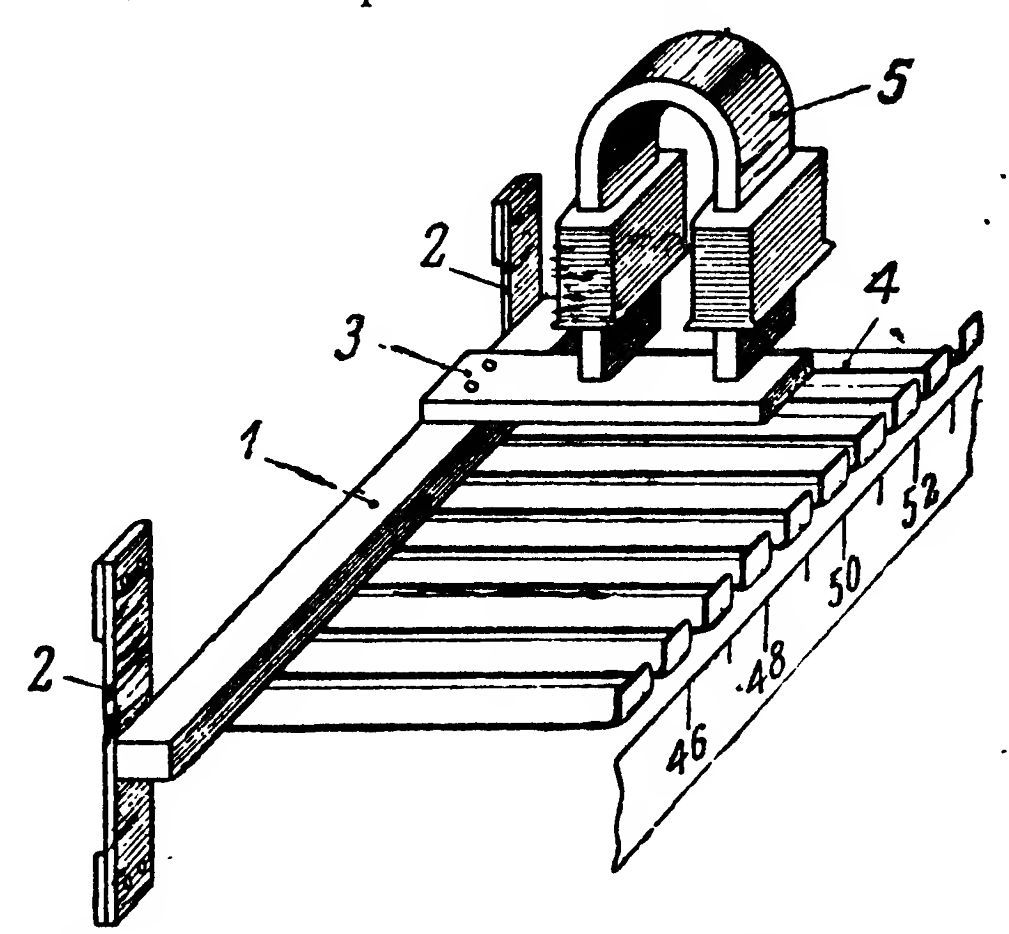
В заключение краткого обзора мостовых схем авиационных приборов отметим, что для получения необходимой точности измерений при любой мостовой схеме важно обеспечить стабильность сопротивлений постоянных плеч моста. В противном случае, кроме погрешности, обусловленной применением того или иного измерителя, к общей погрешности прибора прибавится еще температурная погрешность моста. Чтобы по возможности уменьшить температурную погрешность моста, сопротивления постоянных плеч его изготовляются из манганина или константана. Если же переменное сопротивление не представляет собой теплочувствительного элемента, то и оно изго-

товляется из материалов с весьма малым температурным коэффициентом сопротивления.

Влияние на показания прибора изменения сопротивлений катушек логометра при изменении окружающей температуры ослабляется применением различных специальных методов температурной компенсации.

Измерение частоты

Для измерения частоты переменного тока применяются вибрационные частотомеры, электронные частотомеры и осциллографы. Первые обычно используются для измерения токов с частотой 45—55 *гц*, но такие частотомеры могут быть изготовлены для частоты до 1500 *гц*. Вторыми измеряют частоты от 10 до 100 000 *гц* и, наконец, для измерения более высоких частот применяют осциллографы.



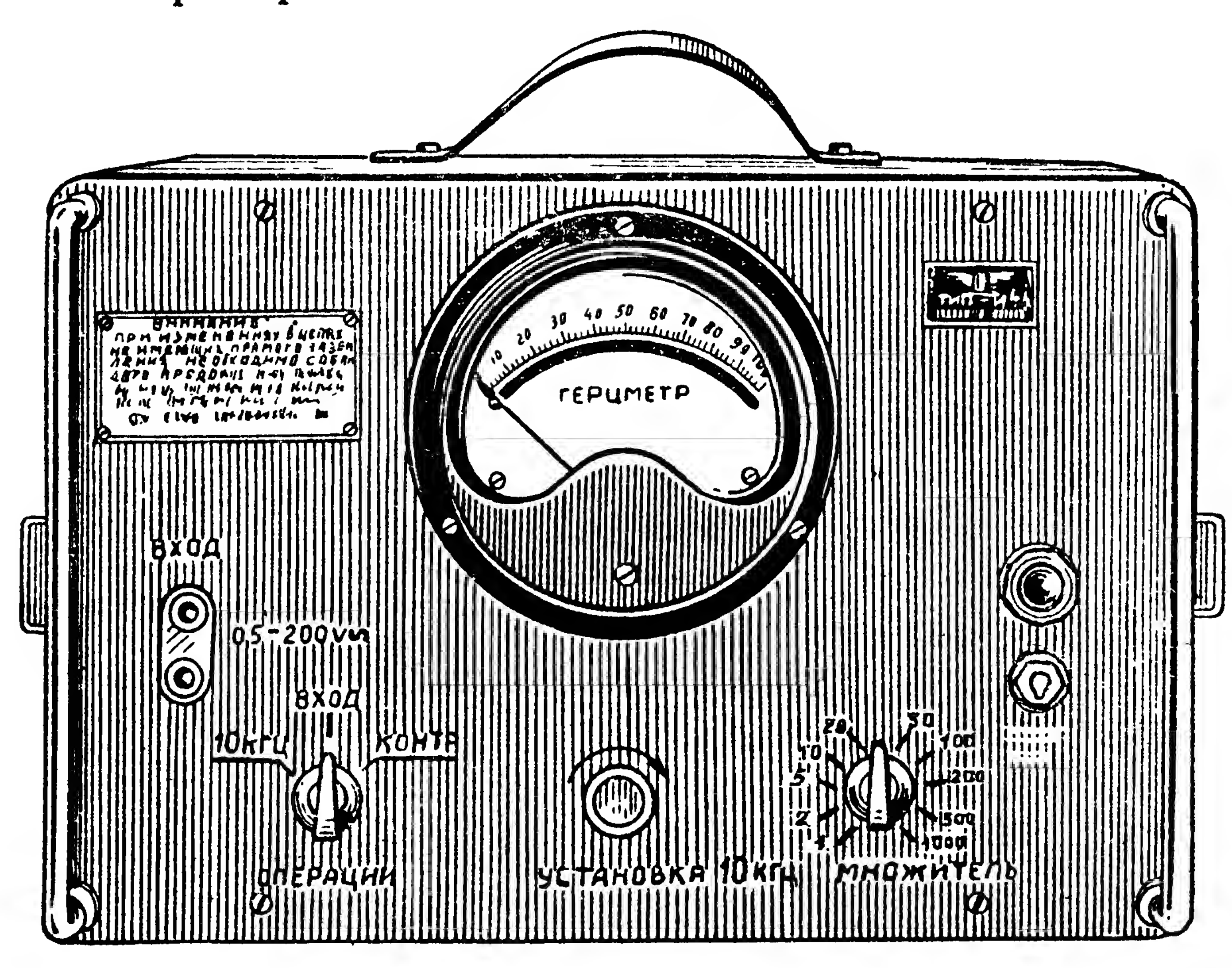
Фиг. 180. Схема устройства вибрационного частотомера.

1—плата; *2*—пластинчатые пружины; *3*—якорь из мягкого железа; *4*—стальные язычки; *5*—электромагнит.

Схема устройства вибрационного частотомера изображена на фиг. 180. На плате *1*, установленной на пружинах *2*, жестко закреплен якорь *3* из мягкого железа и стальные пластины (язычки) *4*, у которых частоты собственных колебаний различны. Переменный ток, частоту которого нужно замерить, подводится к электромагниту *5*.

Принцип действия такого частотомера заключается в следующем. Если к электромагниту *5* подвести переменный ток, частоту f которого мы хотим измерить, то вся система (якорь, плата, пластины) начнет колебаться с частотой, равной $2f$, так как якорь будет притягиваться электромагнитом как при положительных, так и при отрицательных полупериодах переменного тока, возвращаясь в исходное положение при его нулевых значениях. Таким образом, все язычки начнут колебаться с частотой $2f$; но из-за явления резонанса наибольшую амплитуду колебаний будет иметь тот язычок, у которого частота собственных колебаний равна удвоенной частоте переменного тока или ближе всего к этой частоте. Применяя набор язычков, отличающихся друг от друга частотой собственных колебаний на равную величину, можно получить прибор с равномерной шкалой для определенного диапазона частот. Недостатком прибора является прерывность шкалы; если измеряемая частота не совпадает ни с одной из частот собственных колебаний язычков, то отсчет приходится производить приближенно, так как резкого различия между амплитудами колебаний двух соседних язычков не получится. Дру-

гой недостаток заключается в том, что прибор не может быть использован для измерения широкого диапазона частот, а также для замера высоких частот. Объясняется это ограниченными возможностями изготовления язычков с высокой частотой собственных колебаний. Включаются вибрационные частотомеры в электрическую сеть параллельно. Показания их не зависят от напряжения, но при очень высоком напряжении могут перегореть обмотки электромагнита, а при малом — амплитуда колебаний язычков будет настолько мала, что не удастся произвести отсчет. Пределы напряжений указываются на приборе.

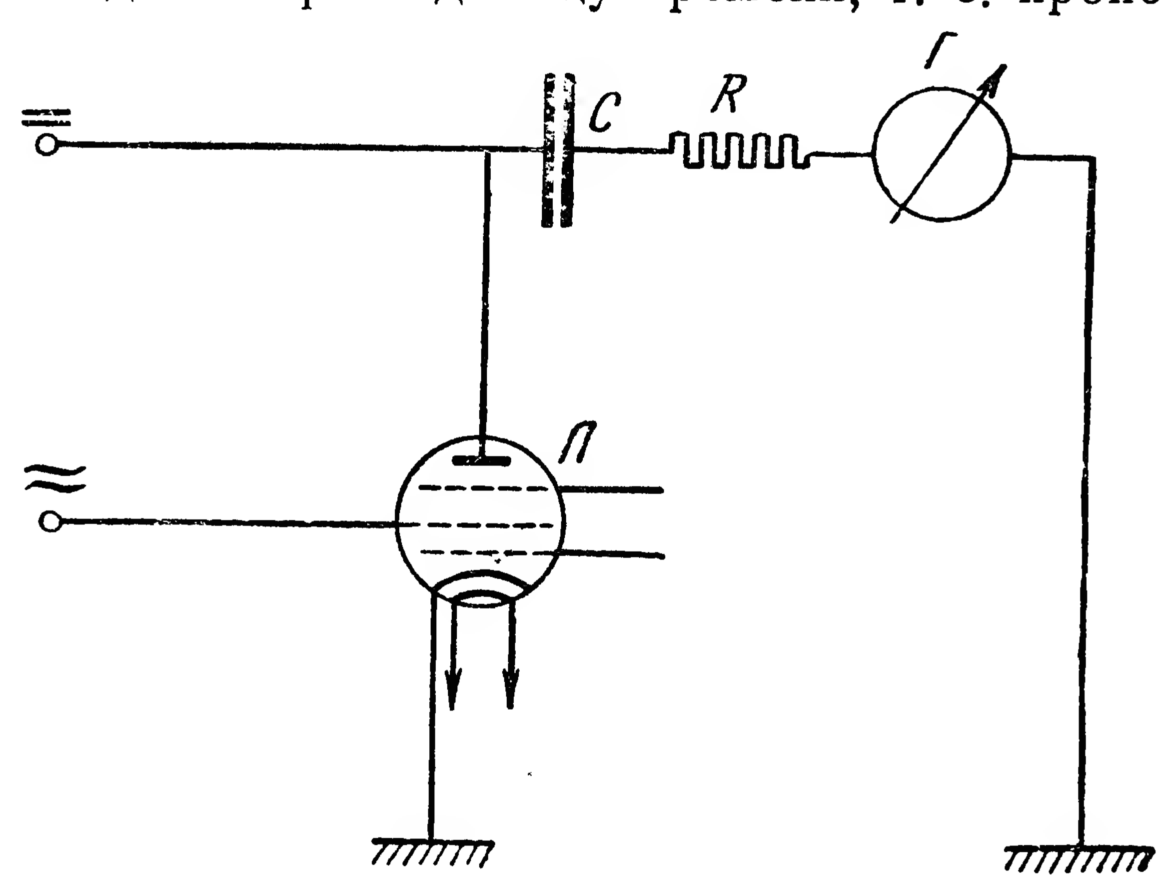


Фиг. 181. Внешний вид электронного частотомера ИЧ-5, имеющего десять поддиапазонов с верхними пределами измерения 100, 200, 500, 1000, 5000, 10 000, 20 000, 50 000 и 100 000 пер/сек; нижний предел измерения прибора 10 пер/сек.

Электронные частотомеры, например, ИЧ-5 (фиг. 181) предназначаются для измерения частот звукового и ультразвукового диапазона с непосредственным отсчетом частоты по стрелочному гальванометру. Принцип действия электронного частотомера заключается в измерении при помощи гальванометра количества электричества, протекающего через конденсатор за единицу времени [1]. Сущность этого метода можно уяснить из схемы фиг. 182. К конденсатору *С* через гальванометр подводится постоянное напряжение. К управляющей сетке пентода *Л*, шунтирующего конденсатор, подводится переменное напряжение измеряемой частоты. Конденсатор периодически разряжается через пентод, как только напряжение на сетке последнего достигнет определенной величины. В единицу времени конденсатор будет разряжаться

[1] Подробнее об электронных лампах см. в книге А. А. Драбкина и Д. Д. Дьякова «Основы радиотехники», Воениздат, 1950.

столько раз, сколько раз на управляющую сетку лампы будет подаваться положительное напряжение, т. е. частота разряда конденсатора будет соответствовать частоте переменного тока. Режим лампы и параметры схемы подбираются таким образом, чтобы показания гальванометра были пропорциональны заряду, протекающему через конденсатор в единицу времени, т. е. пропорциональны



Фиг. 182. Принцип действия электронных частотомеров.

C—конденсатор; *Г*—гальванометр; *Л*—пентод; *R*—нагрузочное сопротивление разряда конденсатора.

числу циклов заряда в единицу времени. Значит, показания гальванометра будут пропорциональны измеряемой частоте переменного тока.

Измерение фазового угла и коэффициента мощности

Значение коэффициента мощности $\cos\varphi$ и угла сдвига фаз между током и напряжением можно определить путем сравнения одновременных замеров тока, напряжения и мощности. Если ток в цепи равен I, а напряжение U, то показания ваттметра P, поскольку он измеряет активную мощность, должны соответствовать произведению силы тока и напряжения на косинус угла сдвига фаз между ними, т. е.

$$P = UI\cos\varphi;$$

отсюда

$$\cos\varphi = \frac{P}{UI};$$

а

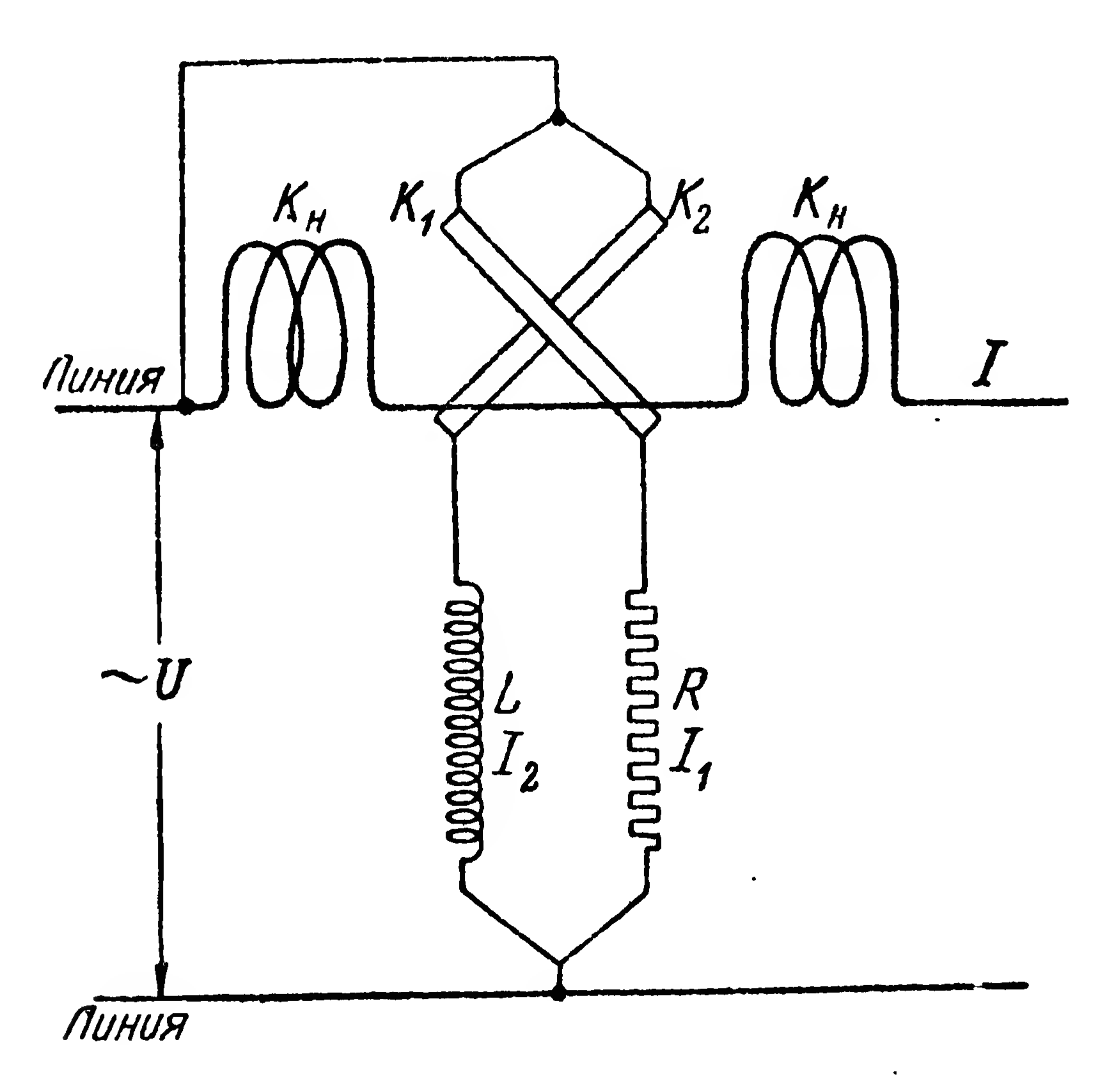
$$\varphi = \arccos\frac{P}{UI}. \qquad (136)$$

Однако этот способ определения $\cos\varphi$ неудобен, поэтому для измерения $\cos\varphi$ применяют специальные приборы, называемые фазометрами.

Первый в истории электротехники фазометр был разработан и создан в 1894 г. знаменитым русским инженером М. О. Доливо-Добровольским — автором ряда других электроизмерительных приборов.

На фиг. 183 изображена упрощенная принципиальная схема электродинамического фазометра для однофазного тока.

Неподвижная, состоящая из двух частей катушка $K_н$ включается в цепь последовательно и обтекается током нагрузки, создающим главное магнитное поле прибора. В этом поле помещаются две жестко скрепленные между собой под углом 90° подвижные ка-



Фиг. 183. Упрощенная принципиальная схема электродинамического фазометра для однофазного тока.

тушки K_1 и K_2, включаемые в цепь параллельно. Катушка K_1 включается через большое активное сопротивление R, так что ток в ней можно считать совпадающим по фазе с напряжением, а катушка K_2 подключается к сети через большое индуктивное сопротивление, так что ток в ней отстает от напряжения на угол $\frac{\pi}{2}$ (90°). Ток к катушкам K_1 и K_2 подводится при помощи спиральных ленточек с очень малой упругостью. Концы катушек K_1 и K_2 включаются в цепь так, что токи, протекающие через них, при взаимодействии с главным магнитным полем катушки $K_н$ создают моменты, направленные в противоположные стороны.

Применяя уравнение (79) к переменному току, когда ток и напряжение сдвинуты по фазе на угол φ, можно написать, что вращающий момент, создаваемый током I_1, равен

$$M_{вр\,1}=k'II_1\cos\varphi\ \sin\alpha;$$

вращающий момент, создаваемый током I_2, равен

$$M_{вр2} = k''II_2 \cos\left(\frac{\pi}{2} + \varphi\right) \sin\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) = k''II_2 \sin\varphi \cos\alpha.$$

Так как никаких других моментов, действующих на подвижную систему, нет, то, следовательно, система будет поворачиваться в сторону действия большего момента до тех пор, пока моменты, зависящие от угла поворота α, не сделаются равными. Для положения равновесия будем иметь

$$k'II_1 \cos\varphi \sin\alpha = k''II_2 \sin\varphi \cos\alpha.$$

Электрические параметры катушек и схемы выбираются так, чтобы постоянные k' и k'' были равны между собой и чтобы ток I_1 был равен току I_2; тогда предыдущее равенство примет вид

$$\cos\varphi \sin\alpha = \sin\varphi \cos\alpha,$$

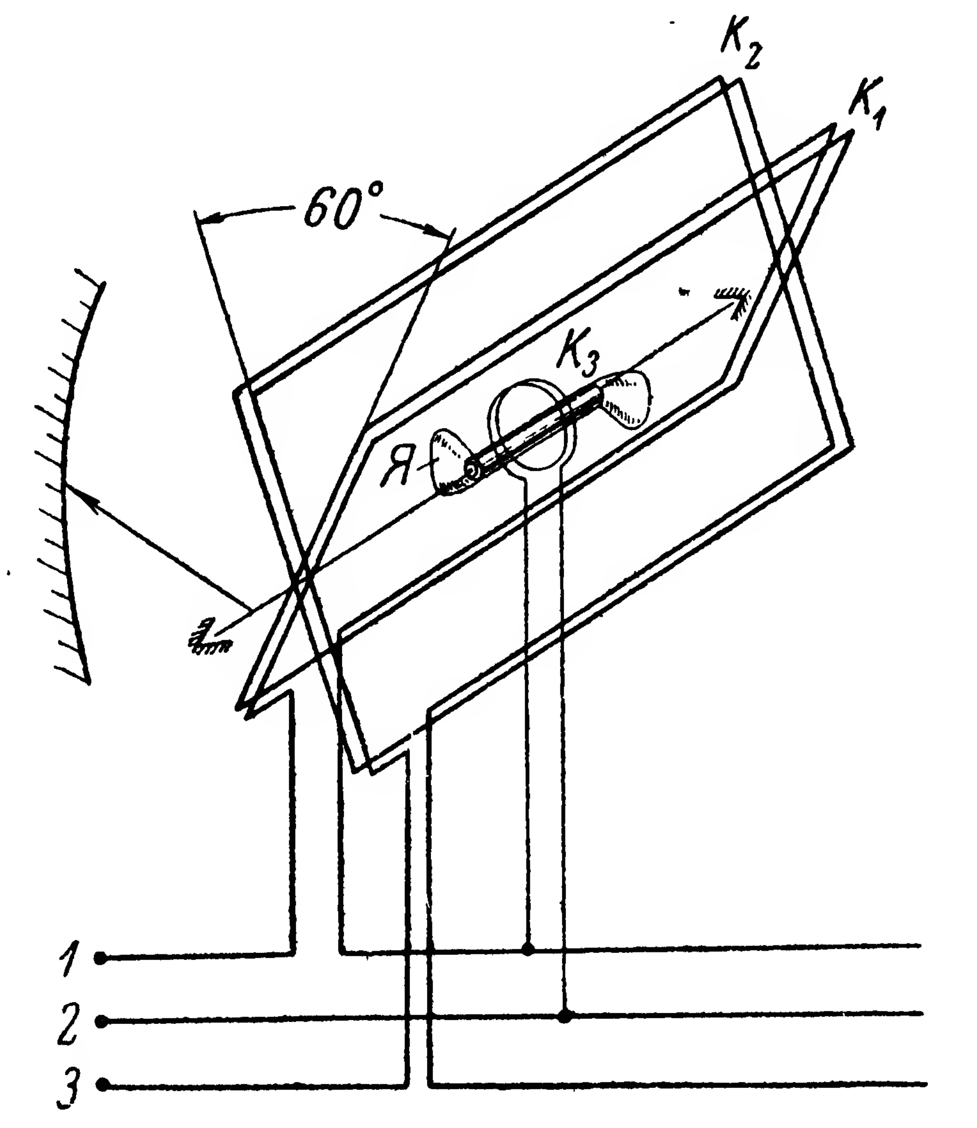
откуда

$$\operatorname{tg}\alpha = \operatorname{tg}\varphi$$

или

$$\alpha = \varphi. \qquad (137)$$

Таким образом, в электродинамическом фазометре угол поворота подвижной системы равен углу сдвига фаз между током и напряжением сети. Шкала прибора может быть также градуирована в коэффициентах мощности $\cos\varphi$.



Фиг. 184. Схема электромагнитного фазометра для трехфазного тока.

Для определения угла сдвига фаз в системе трехфазного тока чаще применяют электромагнитный фазометр. Две неподвижные катушки K_1 и K_2, расположенные под углом 60°, включаются в две фазы трехфазной сети переменного тока последовательно так, что проходящие через них переменные токи создают вращающееся магнитное поле (фиг. 184). Третья неподвижная катушка K_3 расположена в центре магнитного поля катушек K_1 и K_2 так, что плоскость ее перпендикулярна плоскостям двух первых. Катушка K_3, включаемая в цепь параллельно, охватывает и намагничивает подвижный z-образный железный сердечник *Я*, состоящий из трубочки и двух лепестков. На продолжении оси сердечника укреплена стрелка.

Действие фазометра по схеме фиг. 184 аналогично действию фазометра, схема которого показана на фиг. 183. В обоих случаях имеются две катушки (K_1 и K_2), питаемые токами, не совпадающими

по фазе и создающими вследствие этого вращающееся магнитное поле. С этим полем взаимодействует создаваемое третьей катушкой ($K_н$ на фиг. 183 и K_3 на фиг. 184) магнитное поле, которое периодически изменяет свое направление с изменением направления тока в этой катушке. Поле третьей катушки действует в той же плоскости, что и поле катушек K_1 и K_2, так как полюсные пластинки якоря *Я* повернуты на 90° по отношению к оси катушки K_3; вследствие этого и направление магнитного потока изменяется на 90°. Таким образом, несмотря на перпендикулярность плоскости катушки K_3 плоскостям катушек K_1 и K_2, все три магнитные поля в схеме фиг. 184 действуют, как и в схеме фиг. 183, в одной плоскости.

Схема фиг. 183 отличается, во-первых, тем, что однофазная катушка $K_н$ неподвижна, а поворачиваются катушки K_1 и K_2, тогда как в схеме фиг. 184 неподвижны двухфазные катушки K_1 и K_2, а вместе с осью прибора поворачивается магнитное поле катушки K_3.

Второе отличие схемы фиг. 183 состоит в том, что поворот магнитного поля катушки $K_н$ относительно полей катушек является результатом поворота катушек, тогда как в схеме фиг. 184 все катушки неподвижны, и тот же результат достигается поворотом якоря *Я* на оси.

Эта разница в конструктивном выполнении не влияет на принцип действия прибора, который при обеих схемах остается одним и тем же.

В схеме фиг. 183 в положении равновесия угол между катушками $K_н$ и катушками K_1 и K_2 зависит от фазы тока в катушке $K_н$. В схеме фиг. 184 взаимодействие между магнитными полями якоря *Я* и катушек K_1 и K_2 вызовет поворот якоря к определенному положению относительно катушек K_1 и K_2, зависящему от фазы тока в катушке K_3. Эта фаза определяется фазой напряжения между проводами, к которым присоединена катушка K_3. Таким образом, угол поворота стрелки фазометра зависит от сдвига фаз между током и напряжением (в фазе *1—2* на фиг. 184).

Измерение мощности

Измерение мощности постоянного тока

Измерение мощности в цепях постоянного тока производят с помощью амперметра и вольтметра или ваттметром.

Метод амперметра и вольтметра чрезвычайно прост и не требует особых разъяснений. Однако следует иметь в виду, что погрешности измерения при этом методе могут быть весьма значительными, если неправильно выбрать схему включения приборов. На фиг. 185 показаны два возможных варианта включения амперметра и вольтметра для измерения мощности P, расходуемой на сопротивление R.

При обоих вариантах мощность подсчитывается по показаниям приборов следующим образом:

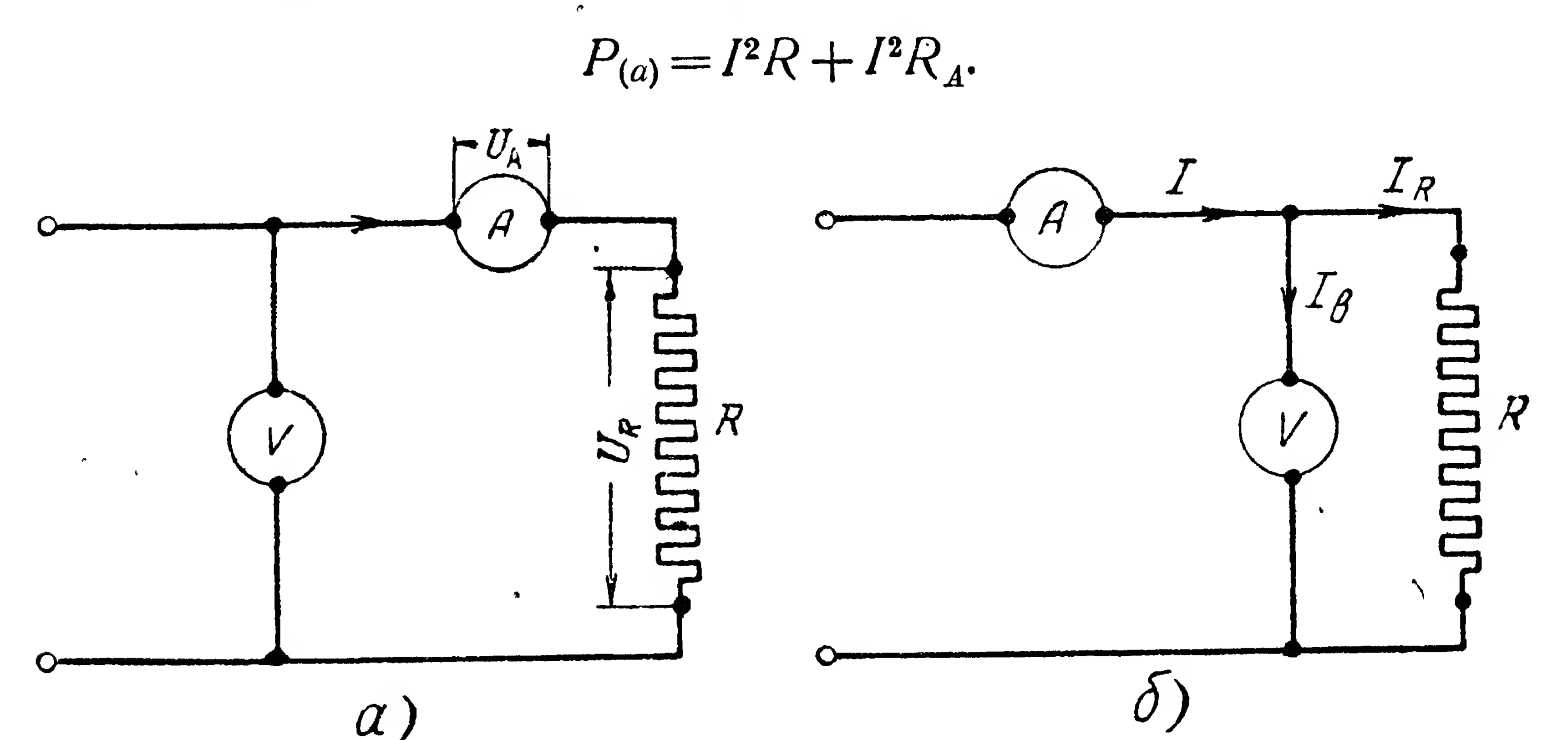
$$P = UI. \qquad (138)$$

Но в действительности эта мощность расходуется не только на сопротивление R. При включении приборов по схеме фиг. 185,*а* уравнение (138) можно представить в виде

$$P_{(a)} = UI = (U_A + U_R) I = U_A I + U_R I, \qquad (138а)$$

т. е. в этом случае часть измеренной мощности, равная $U_A I$, расходуется в амперметре. Так как $U_A = I \cdot R_A$ и $U_R = I \cdot R$, где R_A — сопротивление амперметра; R — сопротивление потребителя, то уравнение (138а) принимает вид

$$P_{(a)} = I^2 R + I^2 R_A.$$



Фиг. 185. Два варианта схемы включения амперметра и вольтметра для измерения мощности, расходуемой на сопротивление R.

а—часть мощности расходуется в амперметре; *б*—часть мощности расходуется в вольтметре.

Абсолютная погрешность измерения по схеме фиг. 185,*а*, равна

$$\gamma' = P_{(a)} - I^2 R = I^2 R_A, \qquad (139)$$

а относительная погрешность

$$\gamma_0' = \frac{I^2 R_A}{I^2 R} = \frac{R_A}{R}. \qquad (140)$$

Уравнение (140) показывает, что схемой фиг. 185,*а* следует пользоваться в случае, когда сопротивление потребителя гораздо больше сопротивления амперметра, иначе погрешность измерения будет значительной. Если же этого сделать нельзя, то необходимо вносить поправки в соответствии с уравнением (139).

При включении приборов по схеме фиг. 185,*б* часть измеренной мощности будет расходоваться на сопротивлении вольтметра. Уравнение (138) для этого случая принимает вид

$$P_{(в)} = UI = U(I_R + I_в) = UI_R + UI_в;$$

здесь $U \cdot I_в$ не что иное, как мощность, расходуемая в вольтметре. Если сопротивление вольтметра равно $R_в$ и сопротивление потребителя равно R, то $I_в = \frac{U}{R_в}$; $I_R = \frac{U}{R}$. Тогда можно записать

$$R_{(б)} = UI_R + UI_в = \frac{U^2}{R} + \frac{U^2}{R_в}.$$

Абсолютная погрешность измерения по этой схеме равна

$$\gamma'' = R_{(б)} - \frac{U^2}{R} = \frac{U^2}{R_в}, \qquad (141)$$

а относительная погрешность

$$\gamma_0'' = \frac{\frac{U^2}{R_в}}{\frac{U^2}{R}} = \frac{R}{R_в}. \qquad (142)$$

Из уравнения (142) можно сделать вывод, что схему фиг. 185,*б* можно применять в случаях, когда сопротивление потребителя значительно меньше сопротивления вольтметра. В противном случае необходимо вносить поправки в соответствии с уравнением (141).

Отметим, что если вопрос идет об измерении мощности генератора, то, очевидно, поправки будут иметь обратный знак по сравнению с поправками, вносимыми в измерение мощности потребителя, т. е. действительная мощность генератора при измерении по схеме фиг. 185,*а* равна

$$P_{ген} = UI + I^2 R_а$$

и при измерении по схеме фиг. 185,*б*

$$P_{ген} = UI + \frac{U^2}{R_в};$$

где U и I — показания вольтметра и амперметра, а $R_в$ и $R_а$ — их сопротивления.

Для измерения мощности постоянного тока ваттметром применяют приборы электродинамической системы.

В этом случае неподвижная катушка K_1 с небольшим числом витков изготовляется из толстой проволоки и включается в цепь последовательно, а подвижная катушка K_2 включается параллельно через добавочное сопротивление (фиг. 186). Пользуясь уравнением (81), можно записать

$$\alpha = C' I_1 I_2 \sin\alpha,$$

где C' — постоянная прибора;

I_1 — ток нагрузки, протекающей через катушку K_1;

I_2 — ток, протекающий через катушку K_2;

α — угол отклонения подвижной катушки.

Так как $I_2 = \frac{U}{R_{пар}}$, где $R_{пар}$ — сопротивление цепи катушки K_2, то

$$\alpha = C' I_1 \frac{U}{R_{пар}} \sin \alpha;$$

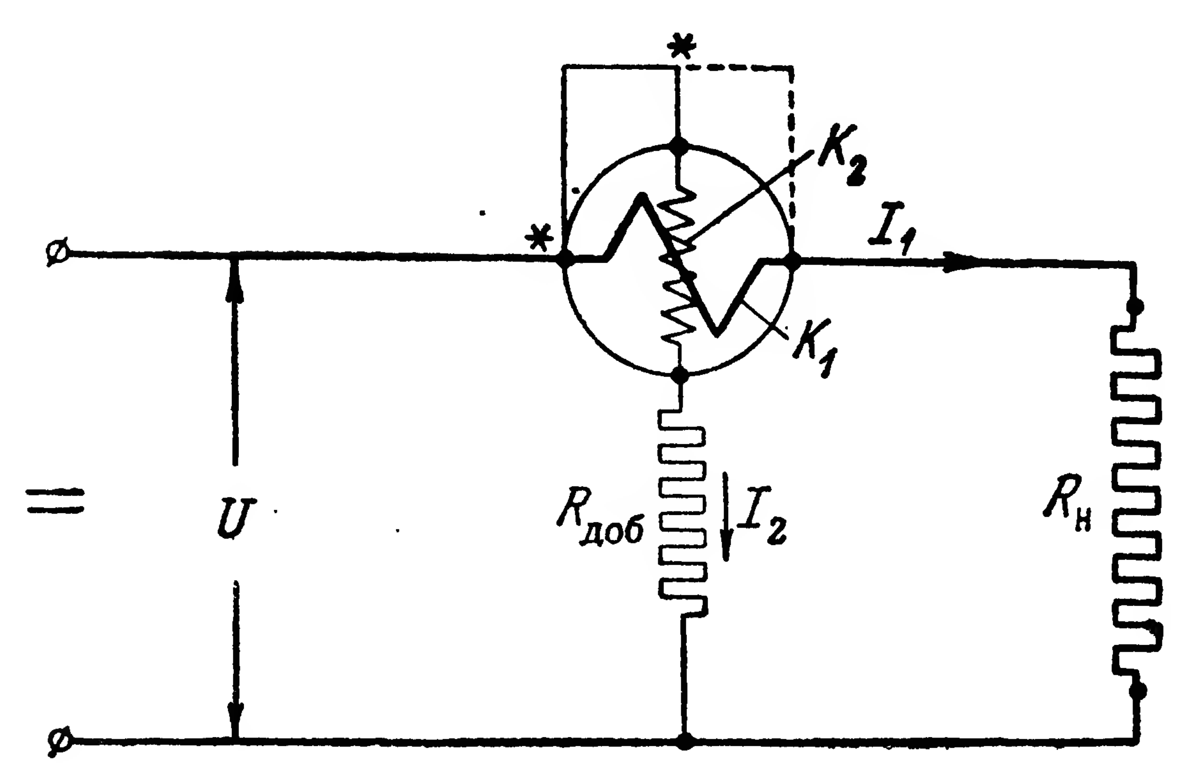
но $U \cdot I_1 = P_н$ — мощность, расходуемая в сопротивлении $R_н$, следовательно,

$$\alpha = \frac{C'}{R_{пар}} P_н \sin \alpha;$$

отсюда

$$P_н = C \frac{\alpha}{\sin \alpha}, \tag{143}$$

где $C = \frac{R_{пар}}{C'}$.



Фиг. 186. Схема включения электродинамического ваттметра для измерения мощности в цепи постоянного тока.

Таким образом, отклонение подвижной системы пропорционально мощности. Шкала электродинамического ваттметра неравномерна, так как в знаменатель правой части входит переменная величина $\sin \alpha$. Однако подбором формы катушек, их взаимного расположения и т. д. можно добиться почти полной равномерности шкалы.

Нетрудно видеть, что схема включения ваттметра, изображенная на фиг. 186, соответствует схеме на фиг. 185,*а*. Отсюда следует, что в этом случае [по аналогии с выражением (140)] будет иметь место относительная погрешность измерения, равная

$$\gamma_0' = \frac{R_{k_1}}{R_н}, \tag{144}$$

где R_{k1} — сопротивление неподвижной катушки ваттметра;
$R_н$ — сопротивление нагрузки.

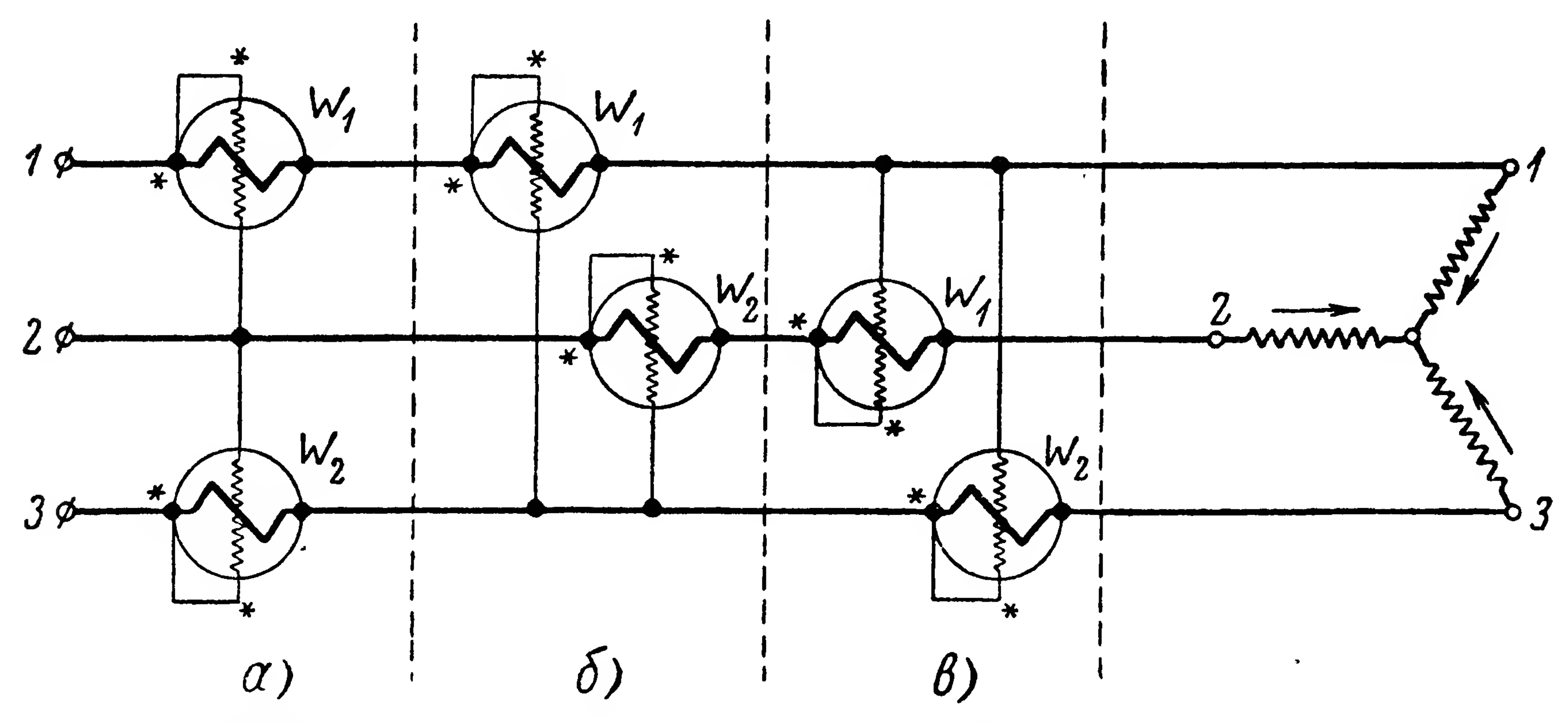
Такое включение ваттметра можно применять, когда R_{k1} значительно меньше $R_н$. Если же сопротивления R_{k1} и $R_н$ соизмеримы по величине, то необходимо подвижную катушку включать после неподвижной, как показано на фиг. 186 пунктиром, т. е. соответственно схеме на фиг. 185,*б*. Тогда относительная погрешность измерения будет равна

$$\gamma_0'' = \frac{R_н}{R_{пар}}, \qquad (145)$$

где $R_{пар}$ — сопротивление цепи катушки K_2, равное $R_{k2}+R_{доб}$.

Измерение мощности переменного тока

Измерение мощности в цепях переменного тока производится ваттметрами электродинамической или индукционной системы. Первые применяются обычно как контрольные переносные приборы для измерения активной мощности, равной $P_а = U \cdot I \cdot \cos\varphi$; вторые — в качестве щитовых технических приборов для измерения как актив-



Фиг. 187. Эквивалентные схемы включения двух ваттметров для измерения мощности в трехфазной цепи.

ной, так и реактивной мощности, равной $P_r = U \cdot I \cdot \sin\varphi$; U и I — эффективные значения тока и напряжения, а φ — угол сдвига фаз между ними. Измерение реактивной мощности вызывается необходимостью контроля за рациональностью использования потребителем электрической энергии, за характером нагрузки. Возможность применения приборов этих систем для измерения мощности изложена выше (см. предыдущий раздел и § 12).

Схема включения ваттметра в цепь однофазного переменного тока ничем не отличается от схемы, приведенной на фиг. 186.

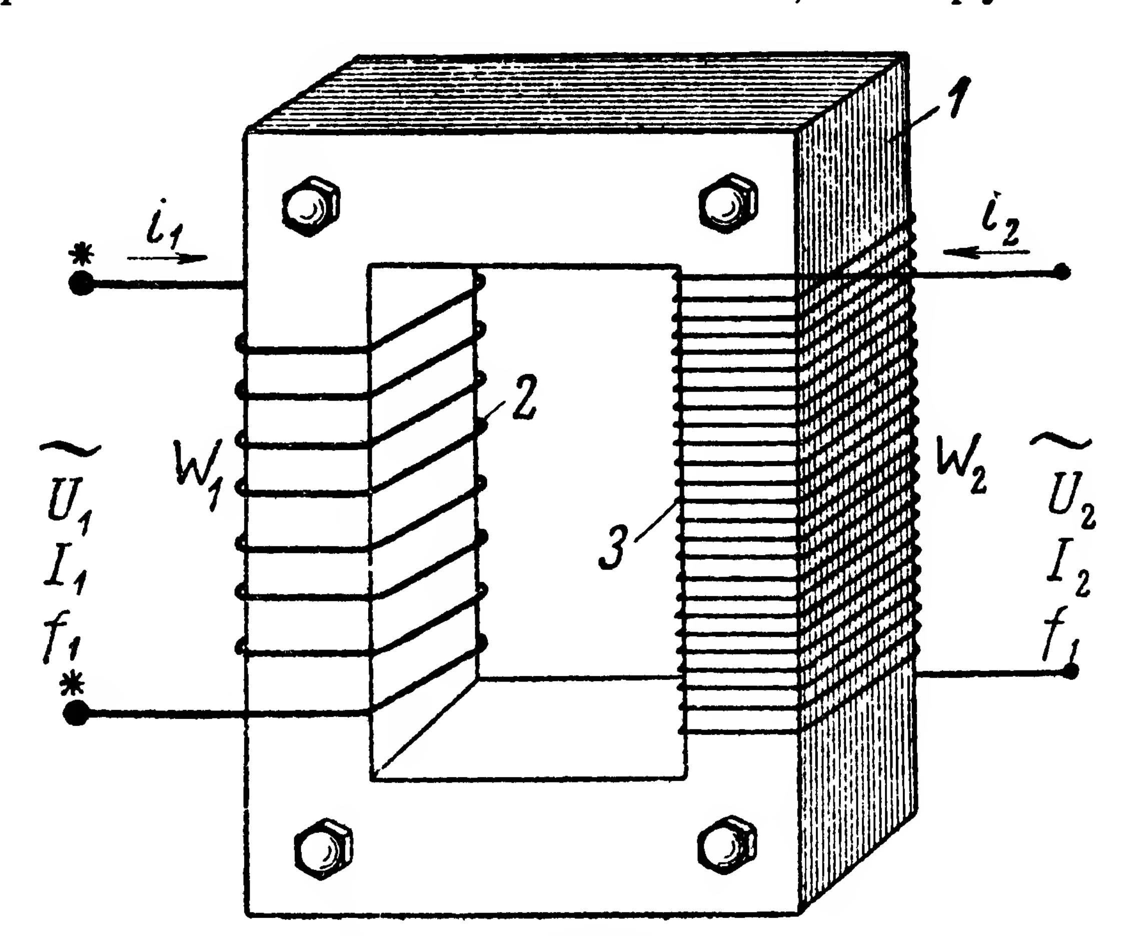
Методов измерения мощности в цепях трехфазного тока существует много. В частности, если нагрузки во всех трех фазах одинаковы, то суммарную мощность можно получить, измерив мощность в одной фазе одним ваттметром и умножив полученную величину на три. Наиболее распространенным является метод двух ваттметров, включаемых по одному из трех эквивалентных способов, изображенных на фиг. 187.

По всем этим трем способам последовательные катушки ваттметров включают в какие-либо две фазы. Генераторные концы ваттметра, обозначенные звездочками, должны быть включены со стороны источника тока. Параллельные катушки присоединяются генераторными концами к тем же фазам, к которым подключены их последовательные катушки, а свободными концами — к свободной фазе.

При этом методе мощность трехфазной цепи будет равна сумме показаний двух ваттметров. По этим же схемам (фиг. 187) строятся трехфазные ваттметры, которые представляют собой суммирующие приборы, состоящие из двух однофазных ваттметров, связанных механически, но самостоятельных в электрическом отношении и включенных по одной из указанных выше схем однофазных ваттметров (см. фиг. 183).

Краткие сведения об измерительных трансформаторах

Трансформатором называется электрический аппарат, предназначенный для преобразования переменного тока одного напряжения и силы в переменный ток той же частоты, но другого напряжения

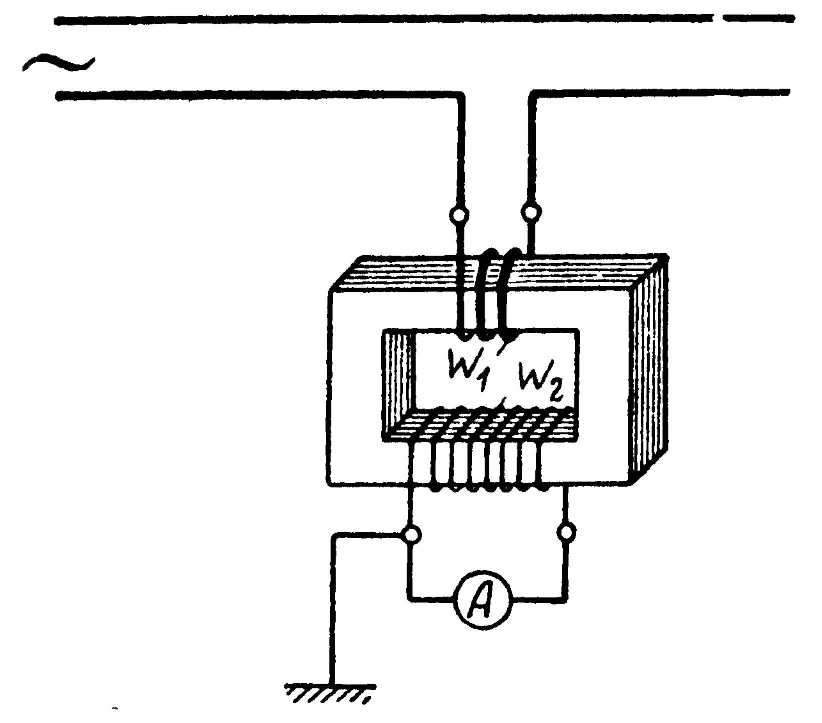


Фиг. 188. Схема устройства трансформатора.

1—замкнутый железный сердечник, набранный из отдельных, изолированных между собой листов электротехнической стали; 2—первичная обмотка; 3—вторичная обмотка. Стрелкой показано направление тока i_2 во вторичной обмотке, соответствующее указанному стрелкой направлению тока i_1 в первичной обмотке в данный момент.

и силы путем использования явления электромагнитной индукции. Обычно трансформатор состоит из двух отдельных, электрически не связанных между собой обмоток, намотанных на общем замкнутом железном сердечнике (фиг. 188). Обмотка, к которой подводится преобразуемое напряжение (или ток), носит название **первичной**; вторая обмотка, с которой снимается преобразованное напряжение (или ток), называется **вторичной**. Соответственно этому и электрические величины принято называть:

преобразуемые — первичными, преобразованные — вторичными. Основной характеристикой всякого трансформатора является его коэффициент трансформации, под которым понимают отношение напряжений или токов на входе и на выходе трансформатора. Коэффициент трансформации зависит от многих причин, но в основном определяется отношением чисел витков первичной и вторичной обмоток. Измерительными трансформаторами называются трансформаторы, предназначенные для измерительных целей и обладающие соответствующей точностью, т. е. соответствием действительного коэффициента трансформации расчетному, номинальному, обозначенному на аппарате.



Фиг. 189. Схема включения амперметра в сеть через трансформатор тока.

Измерительные трансформаторы подразделяются на:

а) *трансформаторы тока,* предназначенные для преобразования тока и используемые для расширения пределов измерения амперметров;

б) *трансформаторы напряжения,* предназначенные для преобразования напряжения и используемые для расширения пределов измерения вольтметров.

Применение измерительных трансформаторов преследует в основном две цели: 1) избавиться от дорогостоящих и громоздких шунтов и добавочных сопротивлений, которые необходимы при измерениях больших токов и напряжений; 2) отдалить от проводов высокого напряжения те приборы, с которыми приходится непосредственно работать, и этим обезопасить процесс измерения. Кроме того, применение измерительных трансформаторов снижает расход мощности на измерение.

Трансформатор тока представляет собой электрический аппарат, который позволяет измерять обычными амперметрами переменные токи в сотни и тысячи ампер. Первичная обмотка трансформатора, включаемая последовательно в сеть измеряемого тока (фиг. 189), имеет небольшое (иногда 1—2) число витков и делается из толстой проволоки или шинной меди. Число витков вторичной обмотки выбирается гораздо большим, чем первичной, и зависит, с одной стороны, от верхнего предела измерения трансформатора, а с другой стороны, определяется обычным условием, что ток во вторичной цепи не должен превышать 5*а*. Между токами и количеством витков в обмотках для трансформатора тока принимается зависимость

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{w_2}{w_1} = K_I, \qquad (146)$$

где I_1, w_1 — ток и количество витков в первичной обмотке трансформатора;

I_2, w_2 — ток и количество витков во вторичной обмотке трансформатора,

т. е. токи в первичной и вторичной обмотках трансформатора обратно пропорциональны числу витков в них. Это отношение называется коэффициентом трансформации трансформатора тока K_I.

Зависимость (146) не точна, однако она близка к истинной. Магнитная цепь трансформатора тока рассчитывается так, чтобы в рабочем режиме при максимальном токе в первичной цепи железо сердечника не было насыщено. При этом условии удается получить почти прямую зависимость между величиной намагничивающего (первичного) тока и магнитной индукцией в железе. В этом случае выражение (146) соответствует действительности.

Нормальный режим работы трансформатора тока — это режим короткого замыкания, т. е. вторичная обмотка трансформатора всегда должна быть замкнута или на амперметр или накоротко. Это очень важно; в противном случае трансформатор может быть выведен из строя. Когда вторичная обмотка трансформатора замкнута, протекающий по ней ток создает магнитный поток, направленный навстречу потоку первичной обмотки, и в значительной степени компенсирует последний. Благодаря этому магнитное насыщение сердечника, а следовательно, и вторичная ЭДС будут невелики. Все это обычно учитывается при расчете трансформатора тока. Если же вторичная обмотка окажется разомкнутой, то магнитный поток, создаваемый первичным током, будет расходоваться только на намагничивание железа сердечника. В результате вторичная ЭДС возрастет в сотни раз по сравнению с номинальным режимом; возрастут также и потери в железе. Это может вызвать пробой изоляции вторичной обмотки или перегрев трансформатора. Кроме того, прикосновение к разомкнутым выводным клеммам трансформатора тока опасно для жизни. Если размыкание вторичной обмотки и не повлечет за собой вывода из строя трансформатора, то во всяком случае действительный коэффициент трансформации изменится, и точность трансформатора снизится, так как будут достигнуты пределы магнитного насыщения железа. Поэтому после случаев разрыва вторичной цепи сердечники трансформатора рекомендуется размагнитить.

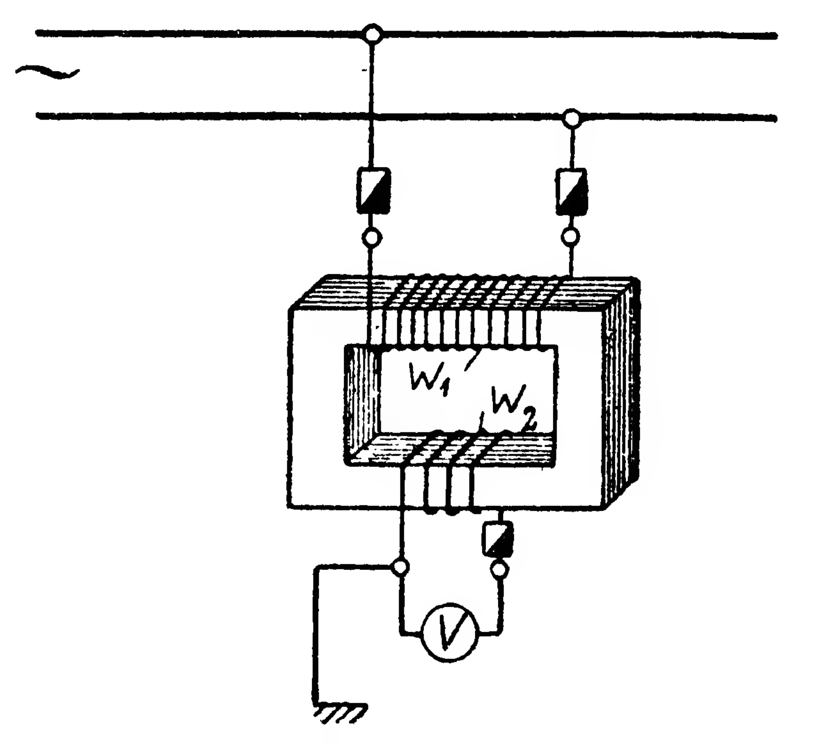
Трансформаторы напряжения применяются для измерения высоких напряжений (тысяч и десятков тысяч *в*) обычными вольтметрами; поэтому они выполняются как обычные понизительные трансформаторы, т. е. с большим количеством витков тонкой проволоки в первичной цепи и малым количеством витков более толстой проволоки во вторичной обмотке. Номинальным коэффициентом трансформации трансформаторов напряжения называется отношение величины первичного напряжения к величине вторичного напряжения. Номинальный коэффициент принимается равным отношению числа витков первичной обмотки к числу витков во вторичной обмотке, т. е. для трансформаторов напряжения принимают

$$\frac{U_1}{U_2} = \frac{w_1}{w_2} = K_U. \qquad (147)$$

Трансформаторы рассчитываются обычно так, чтобы вторичное напряжение было равно 100—110 *в*.

Номинальный режим работы трансформатора напряжения — режим холостого хода. Это значит, что короткое замыкание выводов вторичной обмотки недопустимо, так как оно может повлечь за собой перегорание обмоток вследствие резкого повышения вторичного и первичного токов.

Пример включения вольтметра в сеть через измерительный трансформатор напряжения показан на фиг. 190.



Фиг. 190. Схема включения вольтметра в сеть через трансформатор напряжения.

§ 15. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ НЕЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН

Методы измерения неэлектрических величин электрическими приборами

Электрические авиационные приборы по сравнению с неэлектрическими обладают рядом преимуществ:

— большей гибкостью дистанционной передачи;
— неограниченной (в условиях самолета) дальностью действия;
— удобством эксплуатации;
— большей надежностью в работе;
— более простыми методами компенсации погрешностей;
— удобством применения в качестве узлов автоматических регуляторов работы двигателя и других агрегатов самолета.

На самолете почти все величины, подлежащие измерению (температура, давление, механические перемещения и др.), являются величинами неэлектрическими. Поэтому вопрос применения на самолете наиболее совершенных приборов — электрических — является прежде всего вопросом преобразования этих величин в величины электрические.

Преобразование неэлектрических величин в электрические может быть осуществлено двумя способами:

1. Способом воздействия неэлектрической величины на какой-либо из электрических параметров схемы прибора, связанный с этой величиной функциональной зависимостью. Сущность преобразования в данном случае заключается в том, что изменяя электрический параметр (например, сопротивление), измеряемая величина управляет электрической энергией, получаемой прибором от постороннего источника питания.

2. Способом превращения неэлектрической энергии, получаемой от испытуемого объекта, непосредственно в энергию электрическую.

Таким образом, и измерение неэлектрических величин может быть осуществлено двумя электрическими методами:

— методом измерения электрических параметров цепи прибора, изменяющихся в результате воздействия измеряемой величины;

— методом измерения электрической энергии, порожденной энергией испытуемого объекта.

К приборам, основанным на первом методе, относятся электрические термометры сопротивления, электрические топливомеры и другие, в которых используется явление изменения сопротивления, емкости или индуктивности под действием измеряемой величины.

К приборам, основанным на втором методе, относятся электрические тахометры, термоэлектрические термометры и т. п.

Измерение неэлектрических величин, основанное на использовании изменений электрических параметров схемы прибора

На принципе измерения изменений омического сопротивления приемника или датчика основаны многие авиационные электрические приборы, измеряющие температуру, давление, механические перемещения и т. д. При этом во всех случаях изменение сопротивления происходит или вследствие изменения температуры проводника или вследствие перемещения подвижного контакта.

Возможность использования сопротивления в качестве теплочувствительного элемента датчика авиационного термометра вытекает из однозначной функциональной зависимости между сопротивлением проводника и его температурой.

Для большинства металлов, в том числе и для меди или никеля, из которых обычно изготовляют теплочувствительные элементы датчиков авиационных термометров сопротивления, зависимость между сопротивлением и температурой может быть выражена формулой

$$R = R_0 [1 + \alpha (t - t_0)], \tag{148}$$

где R_0 — начальное сопротивление проводника при температуре t_0;
R — сопротивление проводника при температуре t;
α — температурный коэффициент сопротивления;
t_0 — начальная температура;
t — температура в момент измерения.

Формула (148) справедлива для небольшого диапазона изменения температур. В тех пределах температур, на которые рассчитаны, например, авиационные термометры сопротивления с теплочувствительными элементами из медной проволоки, эту зависимость считают неизменной. Учитывая, что для меди α в среднем равен 0,04 и что градуировка приборов производится при температуре $+15°$ С, формулу (148) можно записать так:

$$R = R_{15} [1 + 0{,}04 (t - 15)], \tag{149}$$

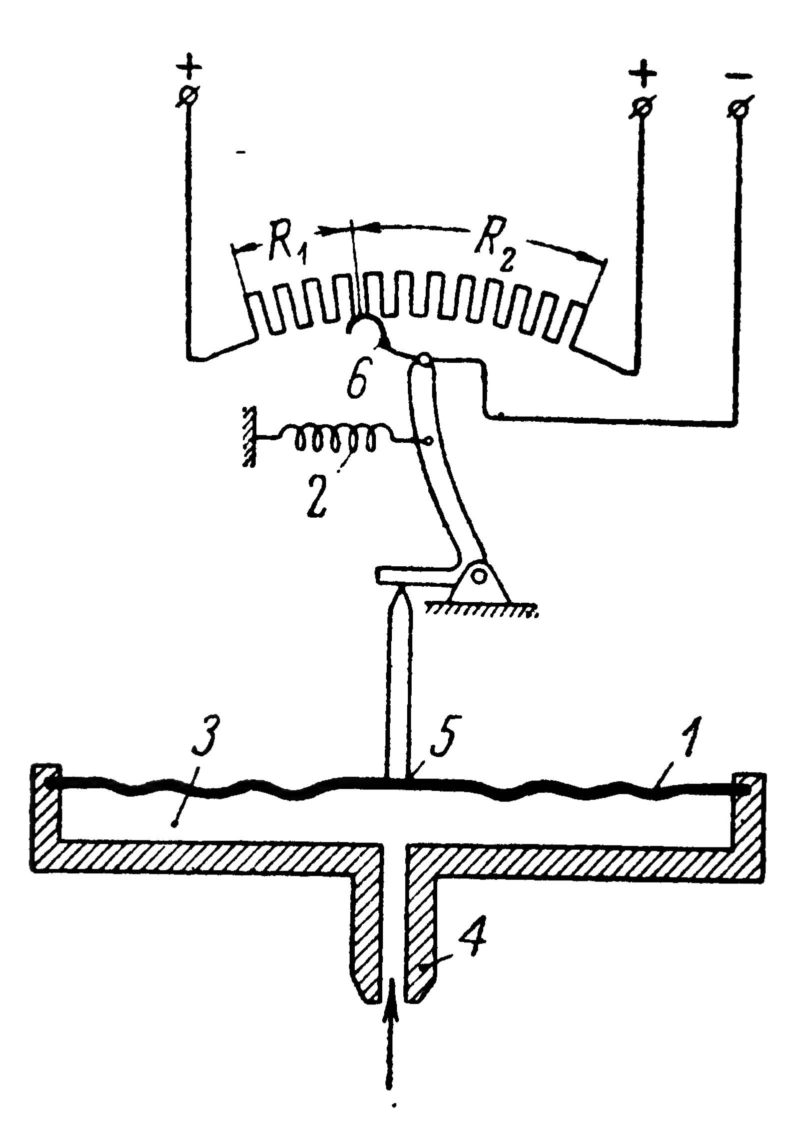
откуда

$$t = 25 \frac{R}{R_{15}} - 10; \tag{150}$$

таким образом, измеряя сопротивление R, фактически можно измерить температуру среды, в которую помещен датчик термометра.

Явление изменения сопротивления проводника при изменении окружающей его температуры используется также в газоанализаторе, с помощью которого по составу выхлопных газов определяют состав горючей смеси (соотношение количества бензина и воздуха), поступающей в цилиндры поршневого авиационного двигателя.

Элементы датчиков, в которых сопротивление изменяется в результате перемещения подвижного контакта, выполняются или в виде реостатов или чаще в виде потенциометров. Изменение положения подвижного контакта в последнем случае приводит фактически не к изменению сопротивления, а к изменению соотношения сопротивлений плеч потенциометра.



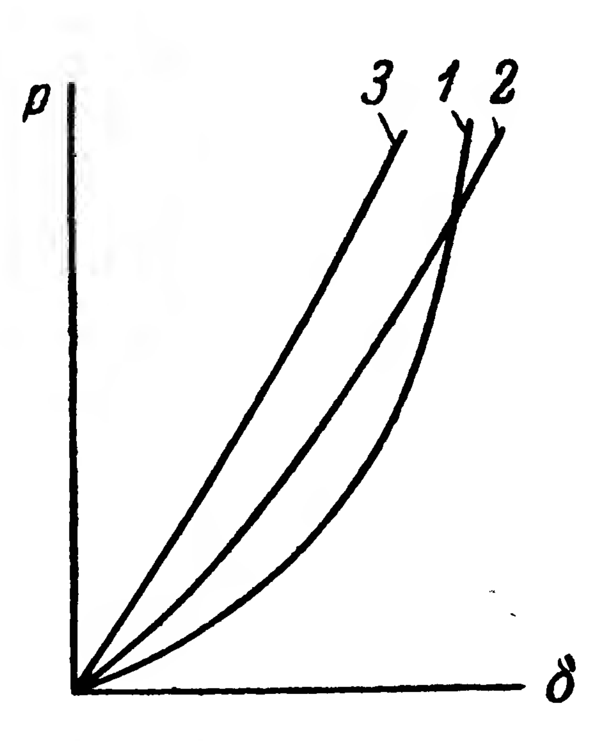
Фиг. 191. Принципиальная схема датчика электрического манометра.

1—упругая мембрана; *2*—возвратная пружина; *3*—внутренняя полость корпуса датчика, куда поступает измеряемое давление; *4*—приемный штуцер датчика; *5*—жесткий центр мембраны; *6*—подвижный контакт потенциометра; R_1, R_2—сопротивления плеч потенциометра.

Характер зависимости между измеряемой величиной и перемещением подвижного контакта определяется природой этой величины и конструкцией датчика. Например, в датчиках топливомеров с поплавком в качестве чувствительного элемента связь между количеством топлива в баке (точнее, между его уровнем) и положением подвижного контакта определяется передаточным отношением рычажной передачи между поплавком и подвижным контактом. Так как каждому положению поплавка (каждому уровню топлива) соответствует одно определенное положение ползунка, то каждому уровню топлива (что при данной форме баков означает — каждому количеству топлива) соответствует одно определенное положение подвижной системы указателя. А это значит, что количество топлива можно измерить при помощи электрического дистанционного прибора.

В датчиках электрических дистанционных манометров измеряемая величина (давление жидкости или газов) воспринимается упругим элементом, которым служит обычно гофрированная мембрана или манометрическая коробка (при измерении малых давлений). Принципиальная схема такого датчика показана на фиг. 191. При отсутствии давления рычажно-передаточный механизм датчика натяжением пружины *2* удерживается в нулевом (исходном) положении. Если в полость *3* через штуцер *4* поступит среда, давление p которой нужно измерить, то под влиянием этого давления мембрана *1* прогнется, и ее жесткий центр *5* переместится вверх на не-

которую величину δ. Это вызовет соответствующее перемещение подвижного контакта *6* вправо и приведет к изменению соотношения между сопротивлениями R_1 и R_2 плеч потенциометра. Очевидно, что перемещение контакта будет тем больше, чем больше прогиб δ мембраны *1*, так как передаточное отношение рычажного механизма есть величина постоянная. Но прогиб мембраны зависит от величины измеряемого давления, и он будет тем больше, чем больше давление (фиг. 192). Для данной мембраны каждому значению давления соответствует одна определенная величина прогиба (для простоты пока считаем, что погрешностей, вызываемых остаточной деформацией, нет). Значит, каждой величине измеряемого давления будет соответствовать одно определенное положение подвижного контакта потенциометра, а следовательно, и одно определенное показание прибора.



Фиг. 192. Графики зависимости прогиба мембраны от давления.

1—плоская мембрана; *2*—гофрированная мембрана с гофром глубиной l_1; *3*—гофрированная мембрана с гофром глубиной $l_2 > l_1$.

Таким образом, задача измерения электрическим методом самых различных неэлектрических величин решается довольно просто, если можно на входе в датчик получить такое механическое перемещение, которое однозначно отражало бы уровень измеряемой величины. Этим и объясняется, что на принципе измерения сопротивлений, изменившихся в результате перемещения подвижного контакта под действием фактора, величина которого измеряется, основаны очень многие электрические авиационные приборы: топливомеры, манометры, указатели положения закрылков, заслонок, термометры (в которых используется эффект расширения жидкости с температурой) и т. д.

Преобразование неэлектрических величин в электрические способом изменения емкости или индуктивности в цепи прибора принципиально несложно. Если на входе в датчик получить такое механическое перемещение, которое однозначно характеризует измеряемую величину, то нетрудно использовать это перемещение для изменения емкости или индуктивности, например, поворачивая подвижные пластины переменного конденсатора или изменяя расстояния между пластинами конденсатора, или изменяя параметры магнитной цепи катушки с железом и т. д. Затем изменение емкости может быть преобразовано в изменение тока, напряжения или частоты, измерением которых можно определить значение неэлектрической величины. Изменение индуктивности (в зависимости от схемы включения) может непосредственно привести к изменению тока и напряжения в цепи электроизмерительного прибора. По этим изменениям можно получить представление об измеряемой неэлектрической величине.

Для измерения таких величин, как количество (уровень) топлива в баках самолета, может быть использована зависимость емкости

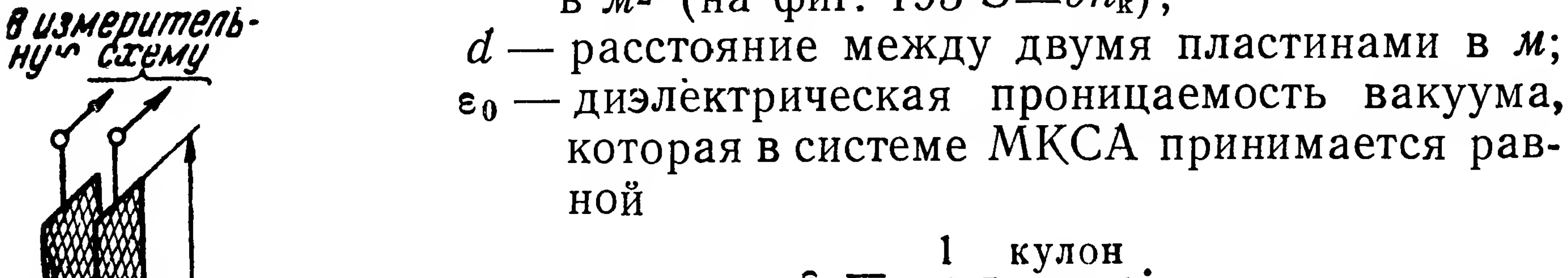
конденсатора от диэлектрической проницаемости среды, заключенной между его обкладками (пластинами).

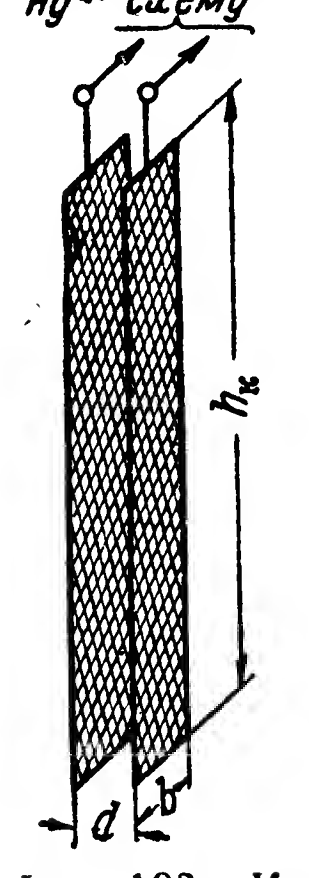
Представим себе конденсатор (фиг. 193), имеющий форму столба и состоящий из двух металлических пластин, разделенных слоем диэлектрика (в нашем случае диэлектриком служит воздух). Емкость такого конденсатора можно определить по формуле

$$C=\frac{\varepsilon_0 \varepsilon_r S}{4\pi d}, \qquad (151)$$

где C — емкость в фарадах;

S — односторонняя поверхность одной из пластин конденсатора в $м^2$ (на фиг. 193 $S=bh_к$);

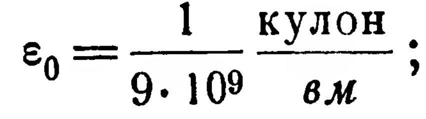




Фиг. 193. Конденсатор для измерения уровня жидкости, состоящий из двух металлических пластин.

d — расстояние между двумя пластинами в $м$;

ε_0 — диэлектрическая проницаемость вакуума, которая в системе МКСА принимается равной



$$\varepsilon_0=\frac{1}{9\cdot 10^9}\,\frac{кулон}{вм};$$

ε_r — относительная диэлектрическая проницаемость — безразмерная величина, показывающая, во сколько раз диэлектрическая проницаемость данной среды больше, чем диэлектрическая проницаемость вакуума.

Из формулы (151) следует, что при прочих равных условиях емкость конденсатора зависит от относительной диэлектрической проницаемости среды, находящейся между пластинами конденсатора.

Поверхность пластин прямо пропорциональна высоте конденсатора $h_к$. Это позволяет переписать формулу (151) в виде

$$C=K' h_к \varepsilon_r, \qquad (152)$$

где K' — коэффициент пропорциональности, т. е. постоянная величина, зависящая от конструктивных данных конденсатора и от выбора системы единиц;

$h_к$ — высота конденсатора;

ε_r — относительная диэлектрическая проницаемость среды, заключенной между пластинами конденсатора.

Поместим конденсатор, находившийся в воздухе, в бак с топливом, например, с керосином (фиг. 194). Относительная диэлектрическая проницаемость керосина примерно в два раза больше, чем воздуха (для воздуха $\varepsilon_r=1{,}00059$, для керосина $\varepsilon_r=2—2{,}2$), поэтому емкость конденсатора изменится. Новую емкость можно представить себе в виде суммы двух параллельно соединенных емкостей $C_в$ и $C_т$ (фиг. 195), причем

$$C_в=K' h_в \varepsilon_{r_в}, \qquad (153)$$

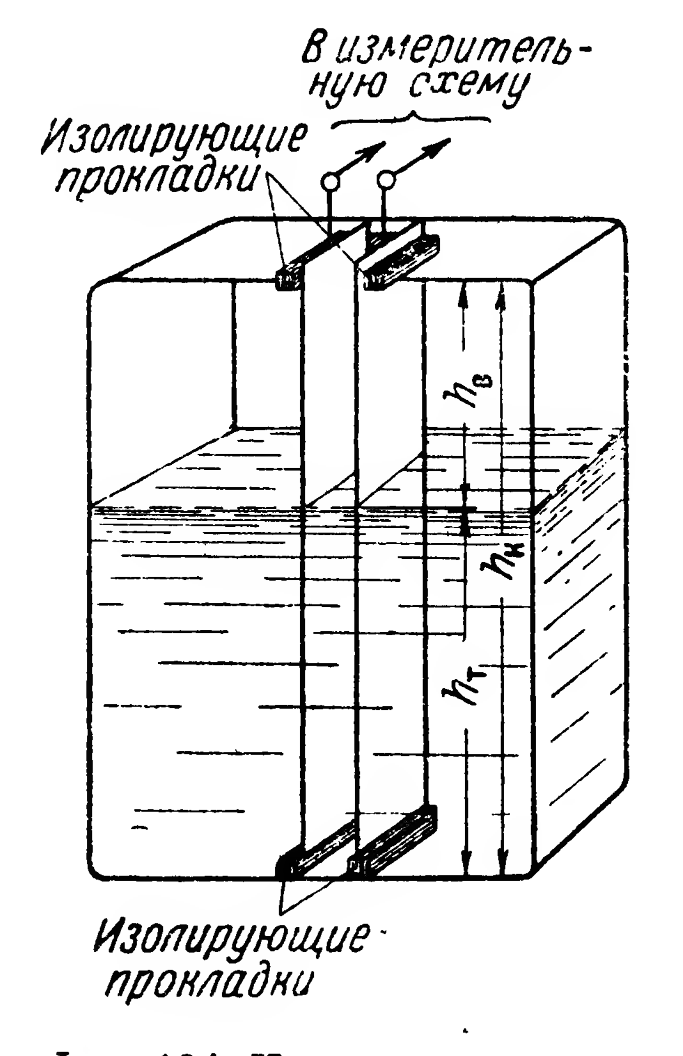
$$C_т=K' h_т \varepsilon_{r_т}, \qquad (154)$$

где $C_в$ — емкость части конденсатора, находящейся в воздухе;
$C_т$ — емкость остальной части конденсатора, находящейся в керосине;
$h_в$ — высота части конденсатора, находящейся в воздухе;
$h_т$ — высота части конденсатора, находящейся в керосине, равная высоте уровня керосина в баке;
$\varepsilon_{r_в}$ — относительная диэлектрическая проницаемость воздуха, примерно равная 1;
$\varepsilon_{r_т}$ — относительная диэлектрическая проницаемость керосина, равная ~ 2.

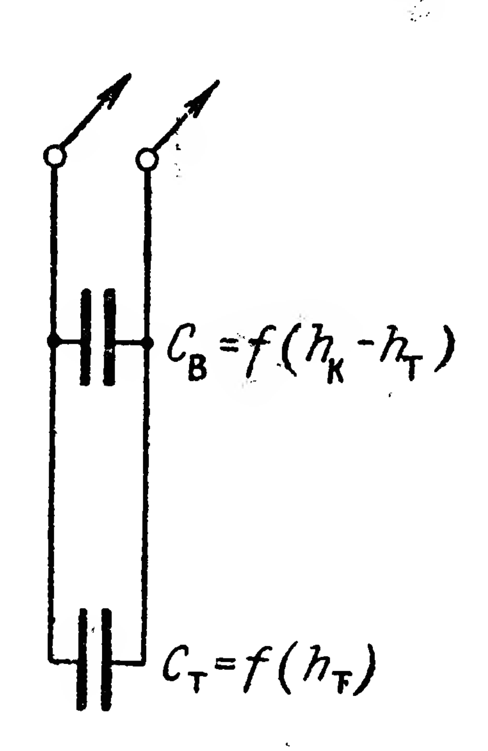
По мере выработки топлива из бака будут меняться как $h_т$, так и $h_в$, но $h_в = h_к - h_т$, где $h_к$ — высота конденсатора.

Суммарную емкость конденсатора можно записать выражением

$$C = C_в + C_т = K'' (h_к - h_т) + K''' h_т,$$



Фиг. 194. Конденсатор в баке с топливом.



Фиг. 195. Схема емкостей конденсатора.

где K'' и K''' — постоянные величины, равные

$$K'' = K' \varepsilon_{r_в}; \quad K''' = K' \varepsilon_{r_т},$$

или после преобразования

$$C = A + Б h_т, \tag{155}$$

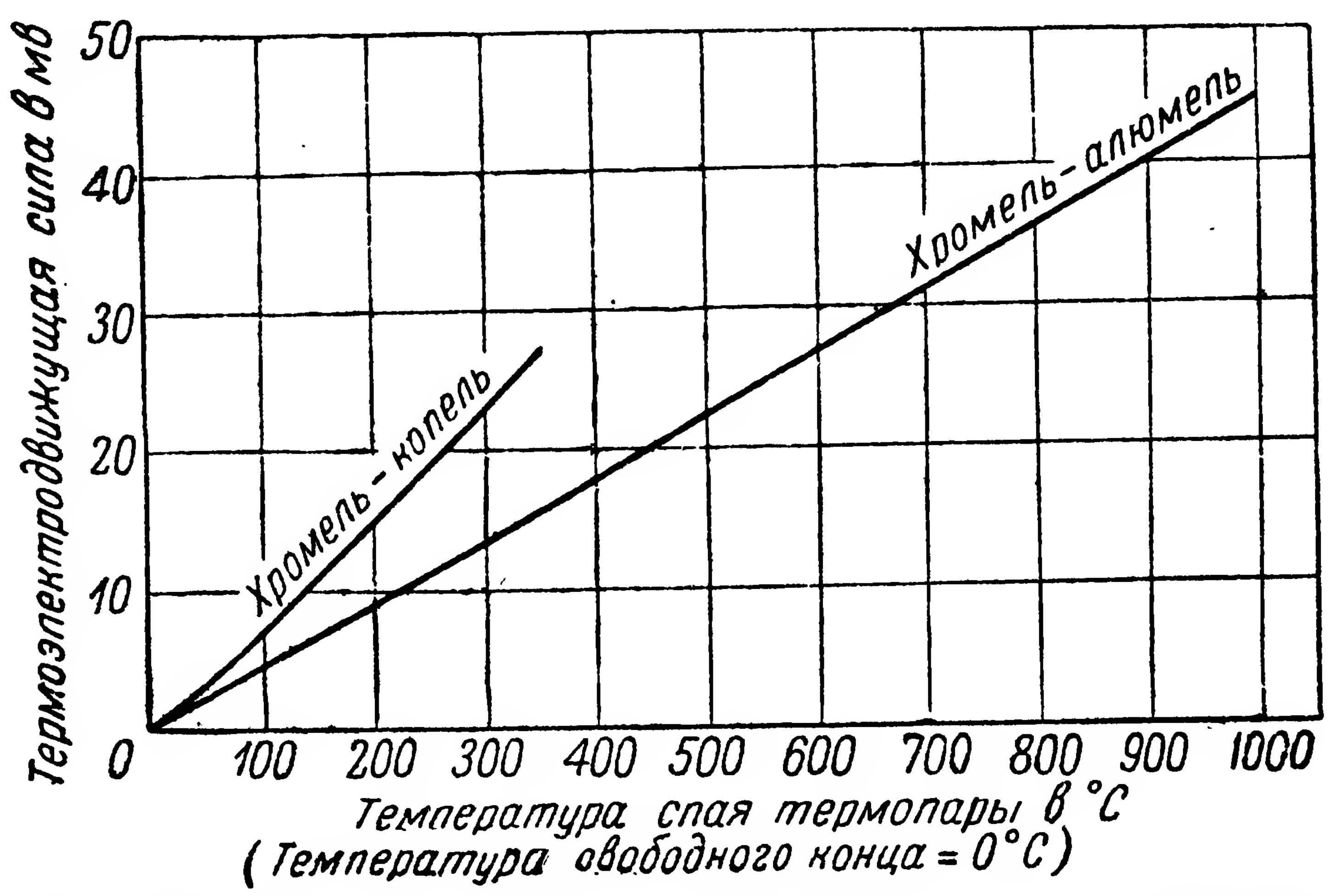
где A — постоянная величина, равная $A = K''' h_к$;
$Б$ — постоянная величина, равная $Б = K''' - K''$.

Уравнение (155) показывает, что при прочих равных условиях емкость конденсатора в конечном счете зависит от высоты топлива в баке. Значит, включив такой конденсатор (датчик) в соответствующую измерительную схему, можно по значению его емкости судить о количестве топлива в баке самолета

Измерение неэлектрических величин, основанное на преобразовании энергии испытуемого объекта в электрическую

На способе преобразования энергий испытуемого объекта непосредственно в электрическую энергию построены авиационные термометры для измерения высоких температур и электрические тахометры.

В авиационных термометрах высоких температур роль преобразователя неэлектрической — тепловой — энергии в электрическую выполняет термопара. Термоэлектродвижущая сила, возникающая при нагреве одного из концов термопары, зависит от материала



Фиг. 196. Зависимость ТЭДС от температуры спая для термопар с различными термоэлектродами.

электродов, но для данной пары термоэлектродов величину ТЭДС можно считать прямо пропорциональной разности температур горячего (нагреваемого) и холодного (присоединяемого к измерителю) концов, т. е.

$$E_т = c\,(t - t_0), \tag{156}$$

где $E_т$ — термоэлектродвижущая сила;

c — коэффициент пропорциональности — зависит от материала термоэлектродов;

t — температура горячего конца (термоэлемента);

t_0 — температура холодного (или свободного) конца термопары.

На фиг. 196 эта же зависимость дана графически для термопар, применяемых в некоторых отечественных авиационных приборах.

В большинстве случаев авиационные термоэлектрические термометры градуируются при температуре $+15°$ С, и для них уравнение (156) может быть представлено в виде

$$t = \frac{E_т}{c} + 15. \tag{157}$$

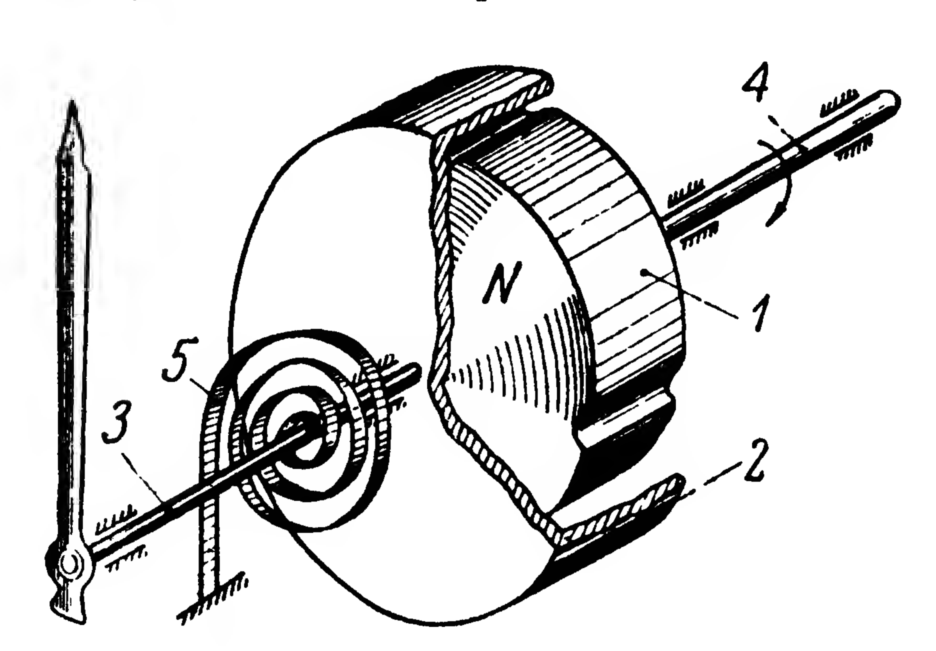
Из уравнения (157) видно, что, подключив к электроизмерительному прибору свободный конец термопары и зная его температуру, можно по величине отклонения стрелки прибора определить температуру среды, в которую помещен спай термопары (термоэлемент).

Для определения скорости вращения коленчатого вала или вала турбины применяется способ измерения при помощи электроизмерительных приборов напряжения или частоты электрического тока, вырабатываемого специальным генератором, приводимым во вращение авиационным двигателем.

Возможность использования такого способа обусловливается тем, что для данной конструкции электродвижущая сила генератора пропорциональна скорости его вращения, а для генераторов переменного тока и частота пропорциональна числу оборотов ротора. Привод генератора тахометра связывают с валом двигателя зубчатой передачей с постоянным передаточным числом. Таким образом, измеряя напряжение или частоту тока, вырабатываемого генератором тахометра, можно судить о числе оборотов коленчатого вала (или вала турбины) авиационного двигателя.

Магнитоэлектрический чувствительный элемент для измерения скорости вращения

Другой метод измерения числа оборотов принципиально отличается от рассмотренного выше применением магнитоэлектрического чувствительного элемента, принцип действия которого основан на использовании вихревых токов. Конструктивная схема тахометра с таким элементом показана на фиг. 197. Тахометры такого типа часто называют магнитными тахометрами.



Фиг. 197. Схема устройства магнитного тахометра.

1—цилиндрический постоянный магнит; *2*—металлический колпачок из диамагнитного материала; *3*—ось колпачка; *4*—ось магнита; *5*—плоская спиральная пружина, противодействующая вращению колпачка.

Цилиндрический постоянный магнит *1* установлен с небольшим зазором внутрь металлического колпачка *2* из диамагнитного материала. Колпачок и магнит, механически не связанные между собой, закреплены на осях *3* и *4*, которые являются продолжением одна другой. Магнит может вращаться вместе с осью *4*; повороту колпачка противодействует плоская спиральная пружина *5*.

При вращении магнита в цилиндрической части колпачка наводится электродвижущая сила, величина которой согласно закону электромагнитной индукции прямо пропорциональна скорости вращения, т. е.

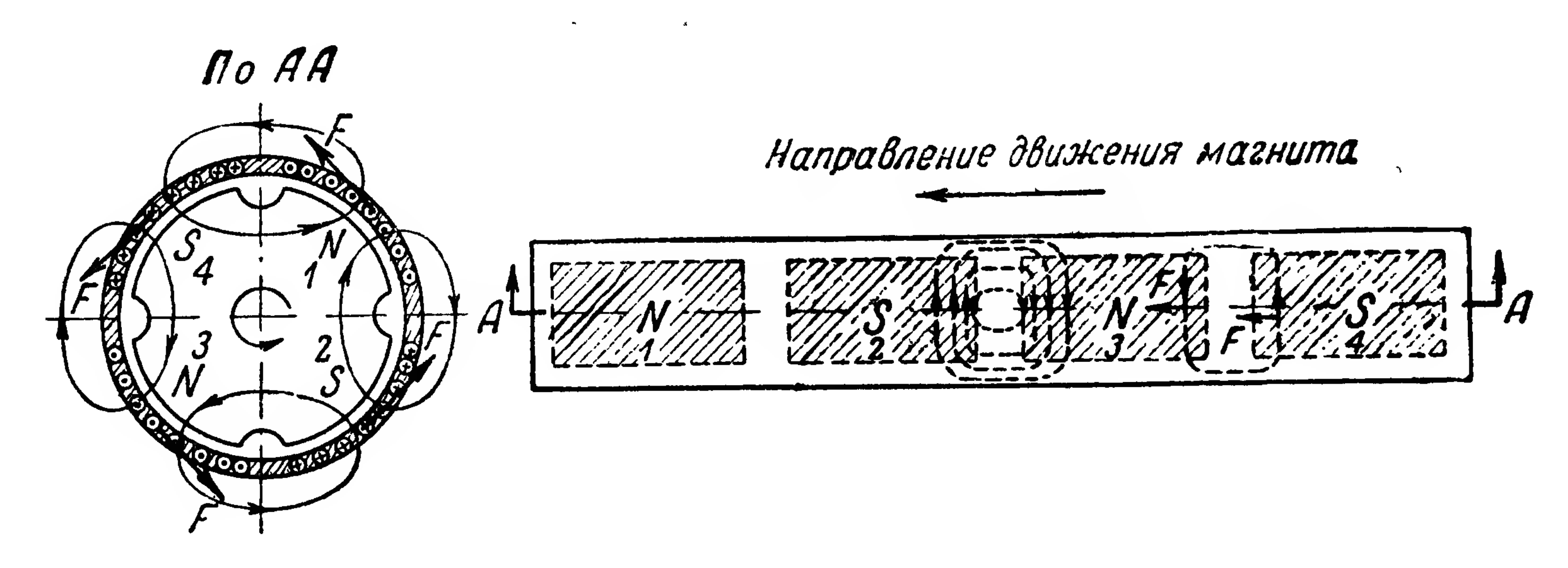
$$E = k_1 n_м, \tag{158}$$

где k_1 — коэффициент, зависящий от размеров колпачка и от величины индукции магнитного потока, пронизывающего колпачок; для данной конструкции k_1 есть величина постоянная;

$n_м$ — скорость вращения магнита в об/мин.

Под влиянием наведенной ЭДС в колпачке возникнут вихревые токи. Направление этих токов по закону Ленца таково, что они всегда противодействуют вызвавшей их причине; форма их пути определяется формой полюсных наконечников постоянного магнита и размерами колпачка.

В авиационных магнитоэлектрических чувствительных элементах тахометров обычно применяется магнит с двумя парами полюсов и прямоугольными полюсными наконечниками. В этом случае пути токов будут такими, как показано пунктиром на фиг. 198 справа. Направление токов при заданном направлении вращения магнита, определяемое по правилу правой руки, показано стрелками.



Фиг. 198. Развертка магнитоэлектрического чувствительного элемента магнитного тахометра.

Сила вихревых токов зависит от конструкции магнита, материала и размеров колпачка, но в конечном счете она прямо пропорциональна породившей их ЭДС, а следовательно, и скорости вращения магнита, т. е.

$$I \equiv E \quad \text{или} \quad I = k_2 n_м,$$

где k_2 — постоянный коэффициент.

В результате взаимодействия вихревых токов с магнитным полем постоянного магнита появится механическое усилие, которое стремится увлечь колпачок за вращающимся магнитом.

На фиг. 198 справа выделен один контур тока и показано направление силы (определяемое по правилу левой руки), которая будет действовать на этот контур (а следовательно, на колпачок) при движении полюсных наконечников *3* и *4* справа налево.

Слева точками и крестиками показано направление контурных токов, если смотреть на диск с торца в сечении по *АА*. Из этой части фиг. 198 еще лучше видно направление сил, действующих на колпачок при вращении магнита.

Таким образом, при вращении магнита на колпачок будет действовать вращающий момент, величина которого при прочих равных

условиях прямо пропорциональна току, а следовательно, и скорости вращения магнита, т. е.

$$M_{вр} \equiv I \quad \text{или} \quad M_{вр} = k_3 n_м,$$

где k_3 — постоянный коэффициент пропорциональности.

Но от вращения колпачок удерживается плоской спиральной пружиной, противодействующий момент которой равен

$$M_{пр} = C\alpha,$$

где C — жесткость пружины;
α — угол поворота колпачка.

Это значит, что при данной скорости вращения магнита колпачок повернется лишь на некоторый угол α, определяемый равенством вращающего и противодействующего моментов:

$$k_3 n_м = C\alpha,$$

откуда

$$\alpha = k_4 n_м, \quad \text{где} \quad k_4 = \frac{k_3}{C}.$$

В авиационных тахометрах магнит вращается обычно со скоростью, отличной от скорости вращения вала двигателя, но с постоянным передаточным числом i, равным $\frac{n_м}{n_д}$, где $n_д$ — число оборотов вала двигателя в минуту.

Предыдущее уравнение можно записать в виде

$$\alpha = k n_д, \quad \text{где} \quad k = k_4 i,$$

т. е.

$$\alpha \equiv n_д. \qquad (159)$$

Уравнение (159) показывает, что магнитоэлектрический чувствительный элемент позволяет получить однозначную и линейную зависимость между углом поворота подвижной системы прибора (в данном случае колпачка) и скоростью вращения вала двигателя.

§ 16. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ДИСТАНЦИОННЫЕ ПЕРЕДАЧИ

Электрической дистанционной передачей (ЭДП) называется система, предназначенная для передачи показаний приборов на значительное расстояние.

Измерение таких величин, как давление или количество топлива, проще всего и с наименьшими погрешностями можно осуществить при помощи обычных недистанционных манометров или механических поплавковых топливомеров, установленных непосредственно на месте измерения. Но для *передачи* показаний этих приборов наблюдателю, находящемуся на значительном расстоянии, лучше всего пользоваться электрической дистанционной передачей.

Электрические дистанционные передачи, широко применяемые в авиационном приборостроении, используются для передачи показаний магнитных компасов, топливомеров, манометров, указателей положения закрылков и т. д. В некоторых случаях электрическая дистанционная передача представляет собой довольно сложную систему, включающую различные корректоры и усилители, например, в дистанционном гиромагнитном компасе ДГМК-3.

Электрическая дистанционная передача, как правило, состоит из датчика, приемника (указателя) и линии связи. Датчик, непосредственно связанный с измерителем или с испытуемым объектом, получает сигналы и передает их по линии связи приемнику (указателю), где полученные сигналы воспроизводятся в соответствующее положение подвижной системы. Таким образом, в электрических дистанционных передачах в отличие от дистанционных приборов приемником называется не начальный, а конечный элемент схемы. Иногда этот конечный элемент называют, так же как в дистанционных приборах, указателем. Это наименование употребляется обычно в случаях, когда на подвижной системе (роторе) непосредственно укреплена указательная стрелка.

В зависимости от рода электрического тока, питающего электрические дистанционные передачи, они подразделяются на передачи на постоянном токе и на передачи на переменном токе.

Потенциометрические дистанционные передачи на постоянном токе

Электрические дистанционные передачи на постоянном токе в авиационных приборах выполняются с потенциометрическими датчиками, включенными по мостовой схеме или по схеме с кольцевым потенциометром. И в том и в другом случаях изменение положения подвижного контакта потенциометра связано однозначной функциональной зависимостью с измеряемой величиной; в качестве указателя применяется магнитоэлектрический логометр. Выбор того или иного типа передачи диктуется характером измеряемой величины и конструкцией измерителя, показания которого нужно передать к месту наблюдения.

Принцип действия мостовых схем достаточно подробно изложен в § 13 и на них останавливаться не будем.

На фиг. 199 показана принципиальная схема варианта дистанционной передачи с прямолинейным потенциометром. Достоинством этой передачи является возможность получения при небольших (угловых) перемещениях подвижного контакта датчика шкалы указателя с размахом в 270° (теоретически можно получить и 360°). При этом шкала практически получается равномерной.

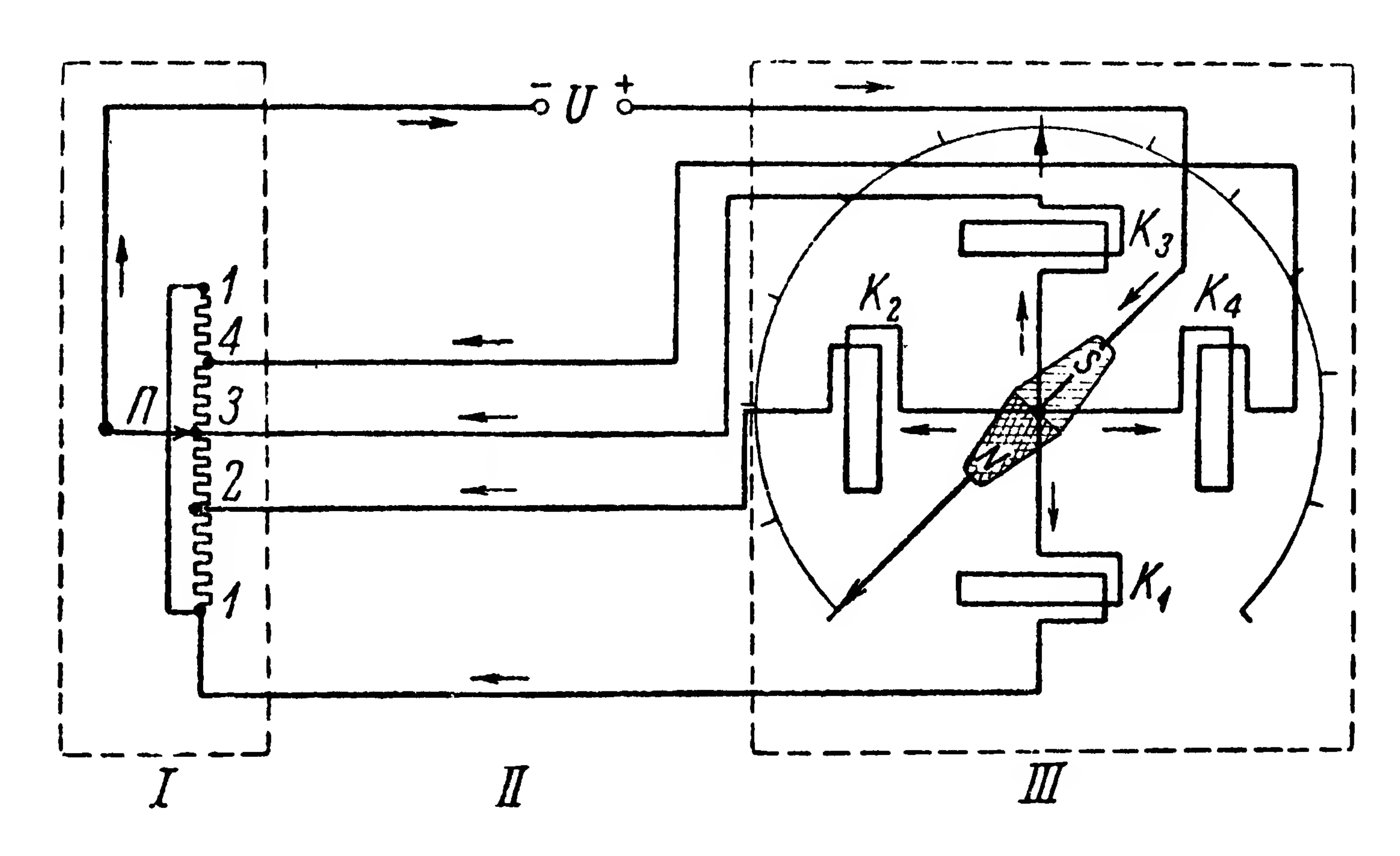
Датчик конструктивно представляет собой прямолинейный потенциометр. Но так как внешние выводы потенциометра соединены между собой, то в электрическом отношении он действует аналогично кольцевому потенциометру.

Потенциометр разделен тремя промежуточными отводами на четыре секции с равными сопротивлениями. Указателем является

магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом в качестве ротора и четырьмя катушками, расположенными под углом 90°. Питание подается на схему с одной стороны через подвижный контакт потенциометра, а с другой — через общую точку катушек логометра.

Принцип действия передачи схематично показан на фиг. 200.

При отсутствии воздействия измеряемой величины подвижный контакт *П* потенциометра занимает промежуточное (среднее) положение между точками *1* и *2* (фиг. 200,*а*). Если сопротивления катушек принять равными друг другу, то токи в катушках K_1 и K_2 логометра будут равны между собой и будут значительно больше

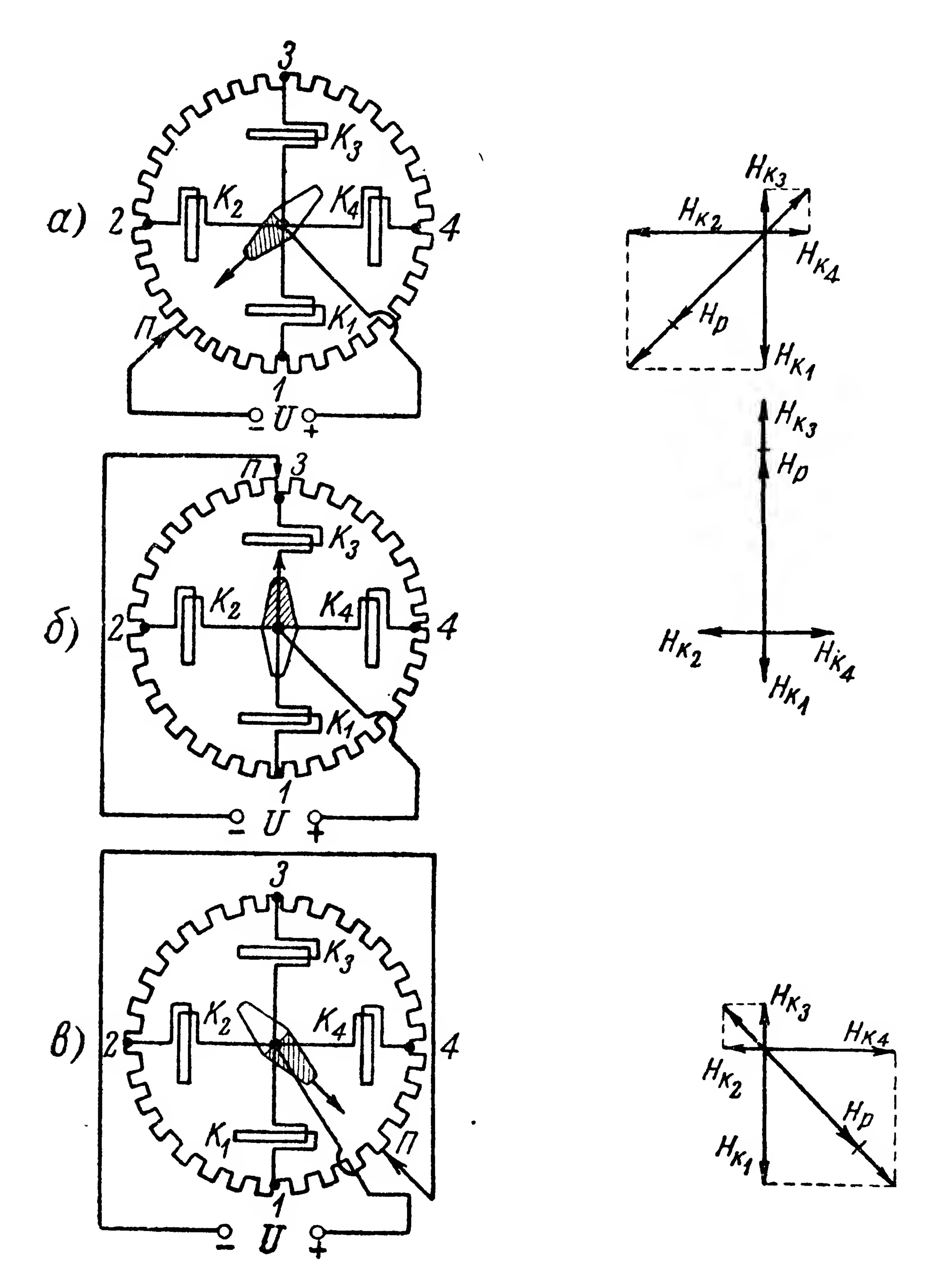


Фиг. 199. Принципиальная схема потенциометрической дистанционной передачи с прямолинейным потенциометром и четырехпроводной линией связи.

I—датчик; *II*—линия связи; *III*—указатель (четырехкатушечный магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом).

также равных между собой токов в катушках K_3 и K_4. Вектор результирующего магнитного поля будет направлен так, как показано справа на фиг. 200,*а*. В этом же направлении установится ротор указателя. Подвижный контакт *П* кинематически связан с чувствительным элементом измерителя таким образом, что по мере роста измеряемой величины, например, давления, он перемещается из своего начального положения к точкам *2, 3, 4*. При значении давления, равном половине максимального, на которое рассчитан прибор, контакт *П* будет находиться в точке *3* (фиг. 200,*б*). Это значит, что максимальное значение ток будет иметь в катушке K_3, т. е. векторная диаграмма примет вид, изображенный справа на фиг. 200,*б*. При значении давления, равном максимальному, ползунок реостата займет промежуточное (среднее) положение между точками *4* и *1*. Соответственно этому в схеме произойдет перераспределение токов, которое определит направление вектора результирующего магнитного поля и ротора указателя, как показано на фиг. 200,*в*.

Таким образом, каждому промежуточному положению ползунка потенциометра будет соответствовать одно промежуточное положение подвижной системы логометра; следовательно, такая схема электрической дистанционной передачи вполне удовлетворяет основ-

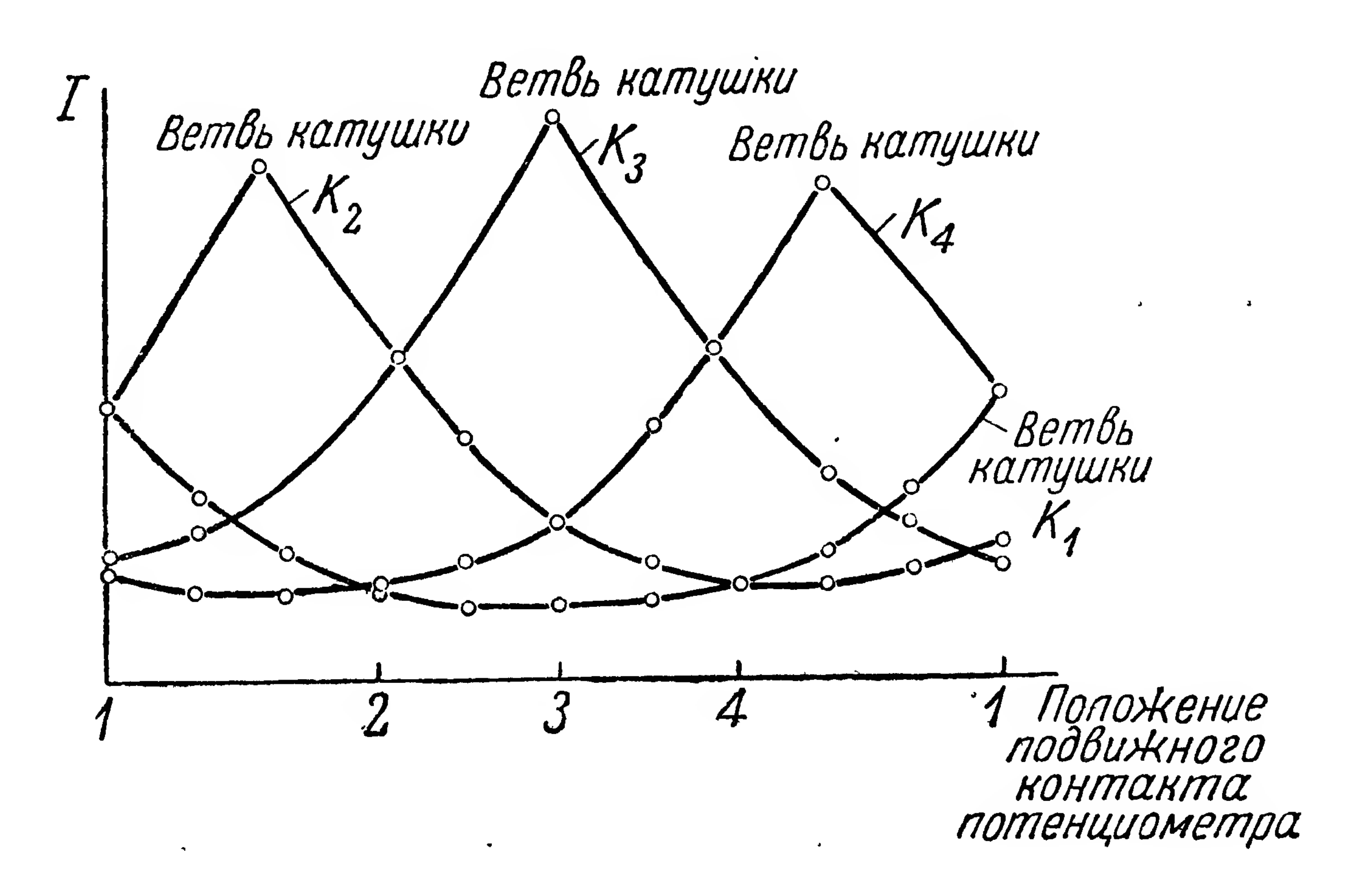


Фиг. 200. Схема действия четырехпроводной потенциометрической дистанционной передачи при различных положениях подвижного контакта потенциометра.

ному требованию, предъявляемому к ЭДП: обеспечить однозначность передачи показаний.

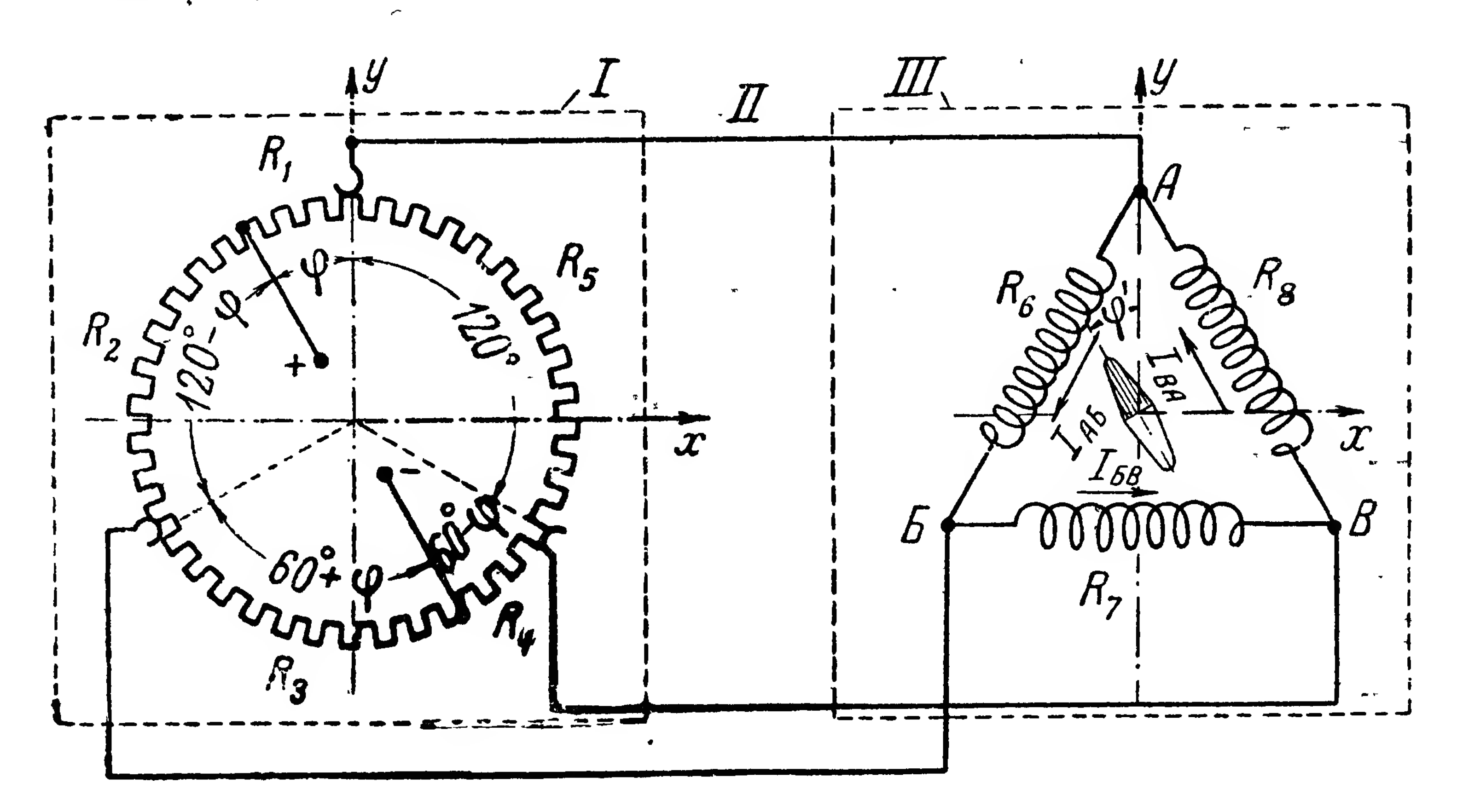
На фиг. 201 изображена диаграмма распределения токов в ветвях схемы в зависимости от положения подвижного контакта. Для простоты графика сопротивления ветвей схемы приняты равными друг другу.

Для реальных схем, у которых сопротивления ветвей не равны между собой, характер распределения токов несколько искажается, но принципиально не изменяется.



Фиг. 201. Диаграмма распределения тока в катушках логометра в зависимости от положения подвижного контакта потенциометра.

На фиг. 202 приведена принципиальная схема трехпроводной системы потенциометрической передачи, применяемой, например, в потенциометрических дистанционных компасах.



Фиг. 202. Принципиальная схема трехпроводной потенциометрической дистанционной передачи.

I—датчик — кольцевой потенциометр; *II*—линия связи; *III*—указатель — трехкатушечный логометр с подвижным магнитом.

Датчик этой передачи представляет собой кольцевой потенциометр. Плюс и минус питания подаются на потенциометр в двух

диаметрально противоположных точках. Снимается напряжение с потенциометра в трех точках при помощи скользящих контактов (щеток), делящих его на три равных секции по 120°. Взаимное положение скользящих контактов всегда остается неизменным. Указателем является логометр с подвижным магнитом в качестве ротора и тремя неподвижными катушками, расположенными под углом 120° и соединенными в треугольник (конец обмотки первой катушки соединен с началом второй, конец второй — с началом третьей и т. д.). Схема работает на постоянном токе стандартного для самолетной сети напряжения.

Распределение токов в секциях потенциометра и в соответствующих катушках логометра зависит от положения потенциометра по отношению к щеткам. Следовательно, положение ротора указателя, устанавливающегося в направлении вектора результирующего магнитного поля катушек (см. § 13), в конечном счете зависит от положения потенциометра. Каждому углу поворота потенциометра соответствует такой же угол поворота ротора указателя (с учетом погрешности передачи).

Основными параметрами такой передачи являются:

— токи, протекающие в отдельных ветвях передачи;

— угол рассогласования, т. е. разница между углом отклонения подвижной системы датчика и соответствующим углом отклонения ротора указателя;

— синхронизирующий момент, т. е. момент, действующий на ротор указателя при вращении подвижной системы датчика.

Обозначим:

$r_п$ — сопротивление участка потенциометра с угловой протяженностью в один градус;

$120\ R_к$ — сопротивление одной катушки логометра, равное сопротивлению каждой из двух других (коэффициент 120 введен для упрощения вычислений);

$R_1 \div R_8$ — сопротивления отдельных участков схемы в соответствии с оцифровкой этих участков на фиг. 202 (сопротивлением проводов линии связи пренебрегаем);

φ — угол между положением токоподводящих контактов потенциометра и осью y;

φ' — угол между положением ротора указателя и осью y (в общем случае $\varphi \neq \varphi'$);

θ — угол рассогласования передачи, равный разности $\varphi - \varphi'$.

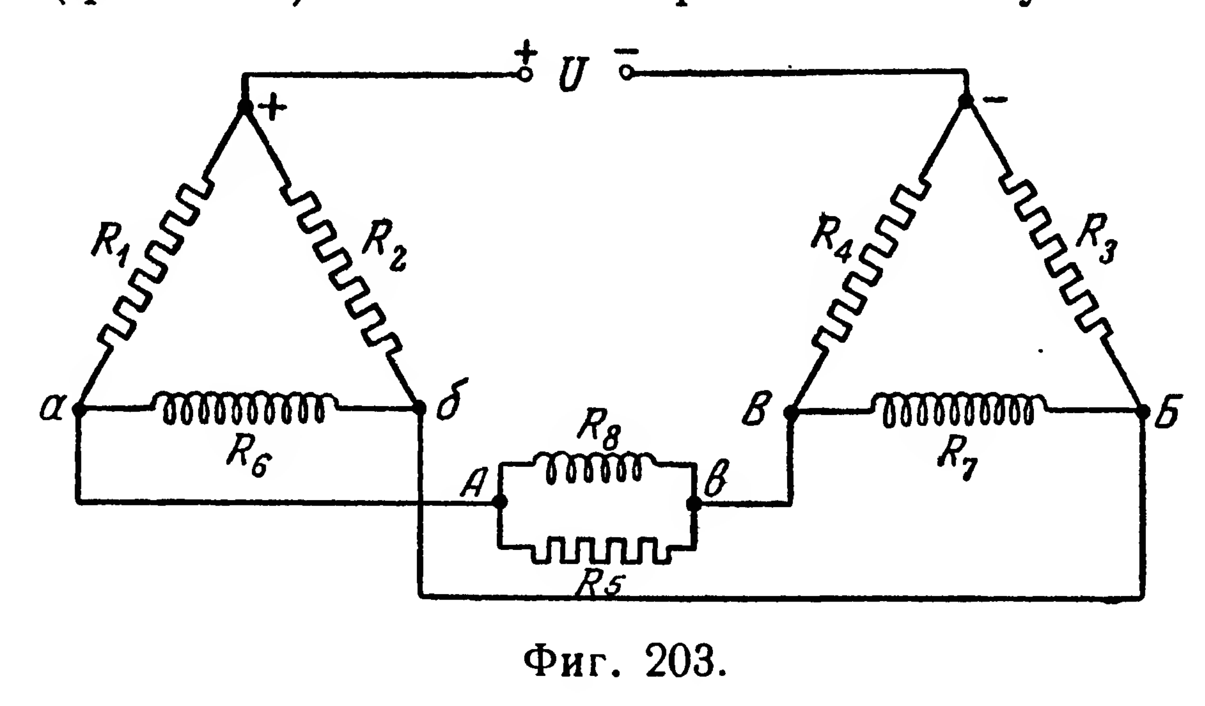
1) Определение токов, протекающих через катушки логометра

Представим схему потенциометрической передачи (фиг. 202) в более удобном для решения виде (фиг. 203). При этом изменилось только взаимное расположение отдельных сопротивлений. Оцифровка сопротивлений на фиг. 203 оставлена та же, что и на фиг. 202.

Величина этих сопротивлений также осталась неизменной и в соответствии с принятыми обозначениями равна:

$$\left.\begin{aligned} R_1 &= r_п \varphi; \\ R_2 &= r_п(120-\varphi); \\ R_3 &= r_п(60+\varphi); \\ R_4 &= r_п(60-\varphi); \\ R_5 &= 120\, r_п; \\ R_6 &= R_7 = R_8 = 120 R_к. \end{aligned}\right\} \quad (160)$$

Пользуясь методом трансфигурации, преобразуем полученные треугольники сопротивлений (фиг. 203) в эквивалентные трехконечные звезды (фиг. 204). Так как сопротивление луча эквивалентной



Фиг. 203.

трехконечной звезды равно произведению соответственно прилегающих сторон преобразуемого треугольника, деленному на сумму сопротивлений всех сторон этого треугольника, то сопротивления лучей звезд (фиг. 204) равны:

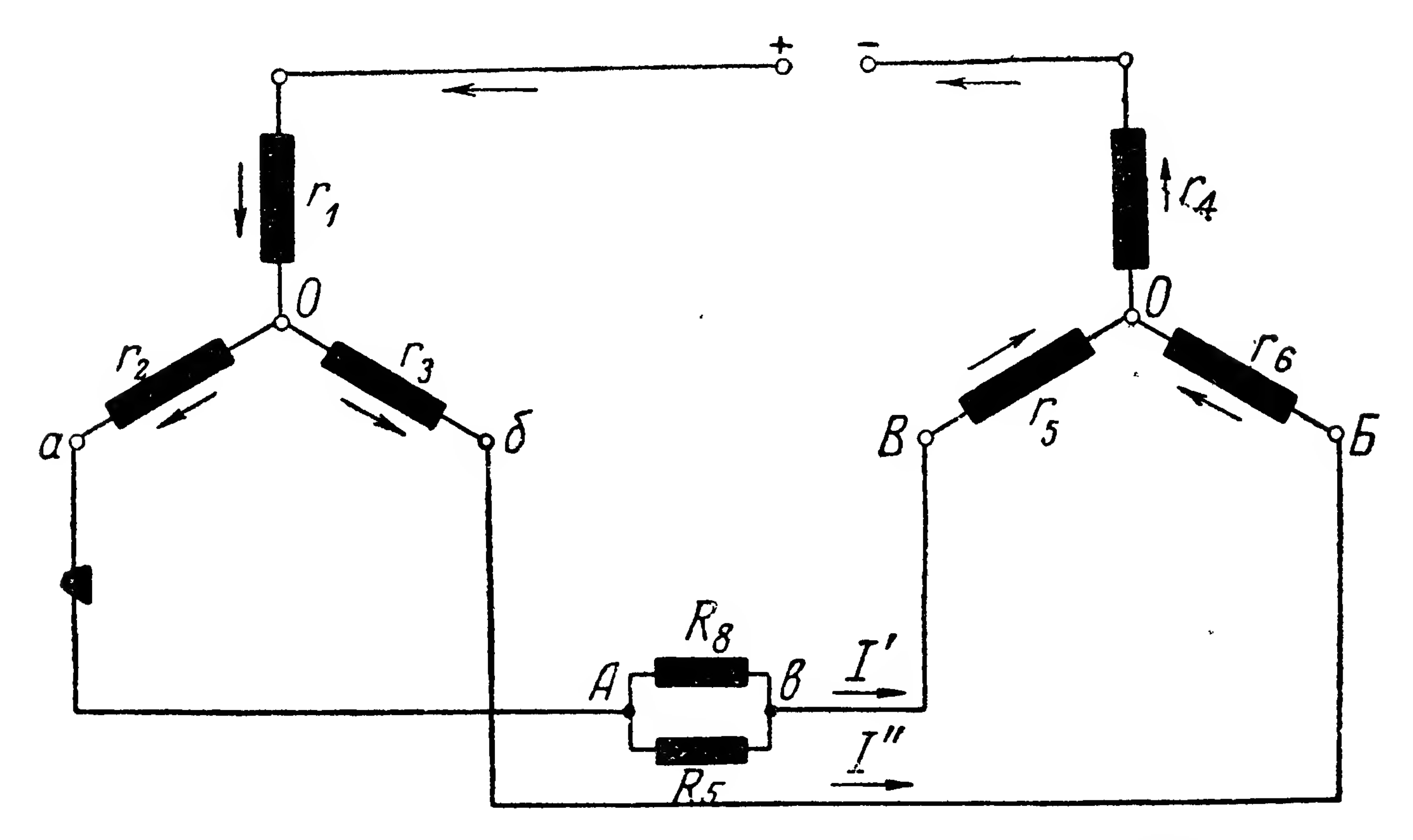
$$\left.\begin{aligned} r_1 &= \frac{R_1 R_2}{R_1+R_2+R_6} = \frac{r_п^2\,\varphi\,(120-\varphi)}{120\,(r_п+R_к)}; \\ r_2 &= \frac{R_1 R_6}{R_1+R_2+R_6} = \frac{r_п R_к \varphi}{r_п+R_к}; \\ r_3 &= \frac{R_2 R_6}{R_1+R_2+R_6} = \frac{r_п R_к\,(120-\varphi)}{r_п+R_к}; \\ r_4 &= \frac{R_3 R_4}{R_3+R_4+R_7} = \frac{r_п^2\,(60+\varphi)(60-\varphi)}{120\,(r_п+R_к)}; \\ r_5 &= \frac{R_4 R_7}{R_3+R_4+R_7} = \frac{r_п R_к\,(60-\varphi)}{r_п+R_к}; \\ r_6 &= \frac{R_7 R_3}{R_3+R_4+R_7} = \frac{r_п R_6\,(60+\varphi)}{r_п+R_к}. \end{aligned}\right\} \quad (161)$$

Сопротивление параллельной ветви из R_5, R_8 равно

$$r_{A\text{в}} = \frac{R_5 R_8}{R_5 + R_8} = \frac{120\, r_{\text{п}} R_{\text{к}}}{r_{\text{п}} + R_{\text{к}}}. \tag{161a}$$

Общее сопротивление схемы

$$R_{\text{общ}} = r_1 + \frac{(r_2 + r_{A\text{в}} + r_5)(r_3 + r_6)}{r_2 + r_{A\text{в}} + r_5 + r_3 + r_6} + r_4. \tag{162}$$



Фиг. 204. Преобразование треугольников сопротивлений (фиг. 203) в эквивалентные трехконечные звезды.

Подставив значения сопротивлений лучей звезд и сопротивления $r_{A\text{в}}$ из выражений (161) и (161а) в выражение (162) и произведя соответствующие преобразования, получим

$$R_{\text{общ}} = \frac{r_{\text{п}}^2 (1800 + 60\,\varphi - \varphi^2) + 5400 \cdot r_{\text{п}} R_{\text{к}}}{60\,(r_{\text{п}} + R_{\text{к}})} = \frac{A}{60\,(r_{\text{п}} + R_{\text{к}})},$$

где

$$A = r_{\text{п}}^2 (1800 + 60\,\varphi - \varphi^2) + 5400 \cdot r_{\text{п}} R_{\text{к}}.$$

Общий ток в системе равен

$$I_{\text{общ}} = \frac{U}{R_{\text{общ}}} = \frac{U \cdot 60 (r_{\text{п}} + R_{\text{к}})}{A}. \tag{163}$$

Сопротивления параллельных ветвей схемы, состоящих из сопротивлений $(r_2 + r_{A\text{в}} + r_5)$ и $(r_3 + r_6)$, равны между собой. Отсюда следует, что токи, протекающие в этих параллельных ветвях, также равны между собой и каждый из них составляет половину $I_{\text{общ}}$:

$$I' = I'' = \frac{1}{2} I_{\text{общ}} = \frac{U \cdot 30\,(r_{\text{п}} + R_{\text{к}})}{A}. \tag{164}$$

Чтобы определить токи в катушках логометра, найдем сначала падения напряжения на этих катушках. Для этого воспользуемся

выражением (164), т. е. значениями токов в параллельных ветвях схемы. Учитывая принятое направление токов I' и I'' (фиг. 204), будем иметь (см. последовательно фиг. 202, 203, 204)

$$U_{АБ}=U_{R_6}=-I'r_2+I''r_3=\left[-\frac{r_п R_к \varphi}{r_п+R_к}+\frac{r_п R_к (120-\varphi)}{r_п+R_к}\right]\times$$
$$\times\frac{U\cdot 30\,(r_п+R_к)}{A}=\frac{U\cdot 60\, r_п\, R_к\,(60-\varphi)}{A};$$

$$U_{БВ}=U_{R_7}=I''r_6-I'r_5=\left[\frac{r_п R_к (60+\varphi)}{r_п+R_к}-\frac{r_п R_к (60-\varphi)}{r_п+R_к}\right]\frac{U\,30\,(r_п+R_к)}{A}=$$
$$=\frac{U\,60\, r_п\, R_к\, \varphi}{A};$$

$$U_{ВА}=U_{R_8}=-I'r_{A_в}=-\frac{U\,3600\, r_п\, R_к}{A}.$$

Ток в каждой из катушек логометра будет равен падению напряжения в ней, деленному на ее сопротивление, т. е.

$$\left.\begin{aligned} I_{АБ}&=\frac{U_{АБ}}{120R_к}=\frac{U\,r_п\,(60-\varphi)}{2A};\\ I_{БВ}&=\frac{U_{БВ}}{120R_к}=\frac{U\,r_п\,\varphi}{2A};\\ I_{ВА}&=\frac{U_{ВА}}{120R_к}=-\frac{U r_п\, 60}{2A}. \end{aligned}\right\} \quad (165)$$

Знак минус (—) в выражении для тока $I_{ВА}$ означает, что в действительности ток направлен не от точки $В$ к точке $А$, как мы обозначили условно, а от точки $А$ к точке $В$.

2) Определение угла рассогласования

При протекании токов $I_{АБ}$, $I_{БВ}$, $I_{ВА}$ через соответствующие катушки логометров в них возникнут магнитные потоки, которые можно считать прямо пропорциональными возбуждающим токам и (при одинаковых электрических параметрах катушек) равными

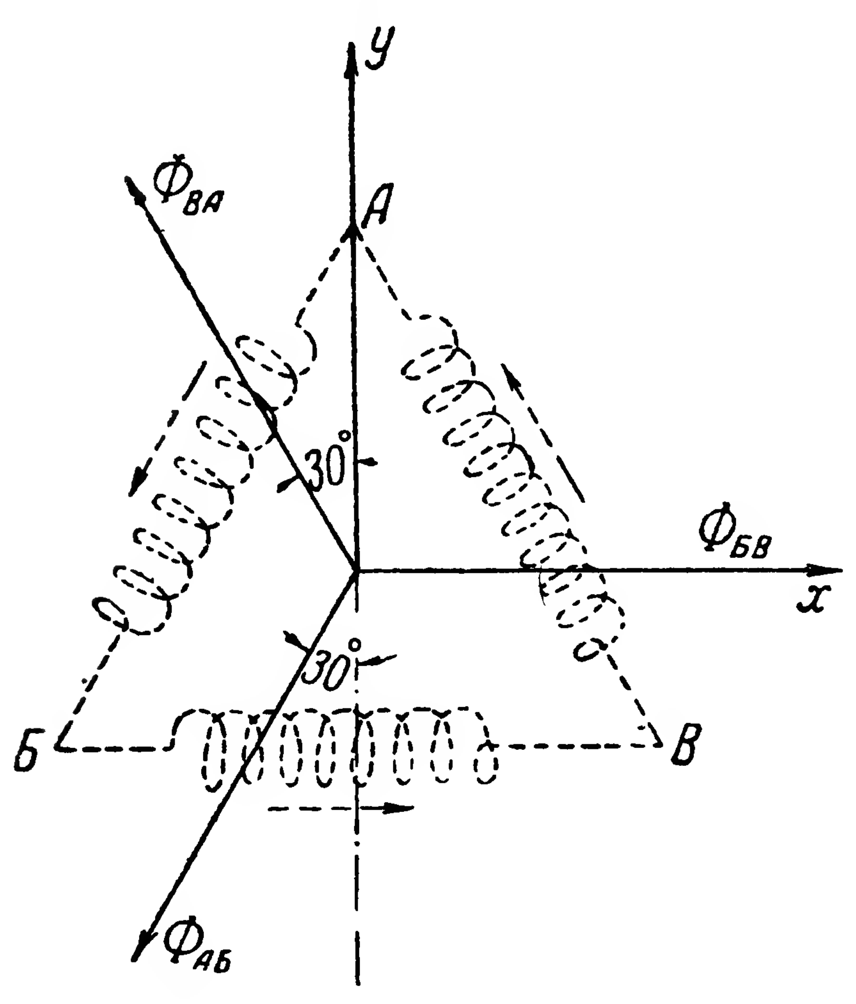
$$\left.\begin{aligned} \Phi_{АБ}&=cI_{АБ},\\ \Phi_{БВ}&=cI_{БВ},\\ \Phi_{ВА}&=cI_{ВА}. \end{aligned}\right\} \quad (166)$$

На фиг. 205 показана векторная диаграмма этих потоков в общем виде. Направление векторов потоков обусловлено принятым на фиг. 202 взаимным расположением катушек логометра и положительным направлением токов в них. Направление осей x и y сохранено то же, что и на фиг. 202.

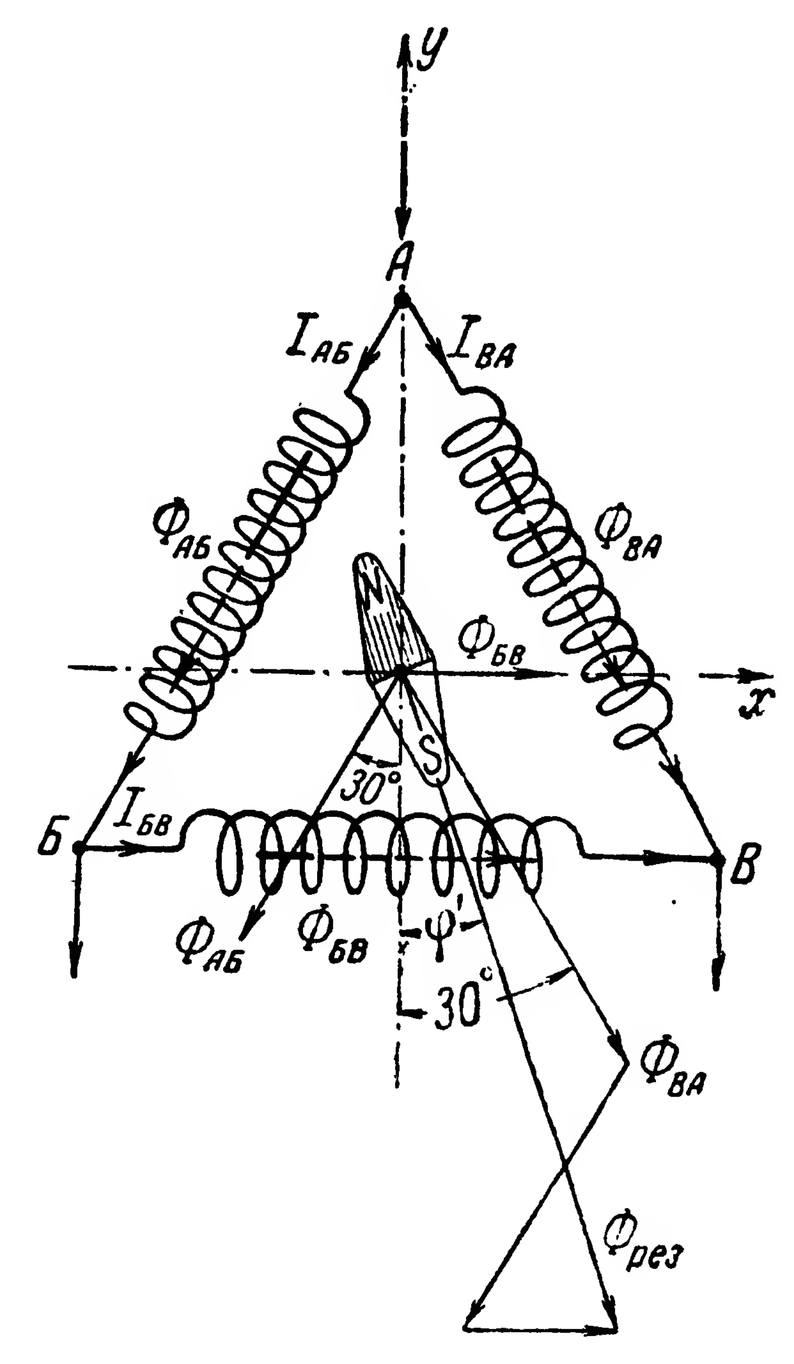
На фиг. 206 приведен частный случай векторной диаграммы магнитных потоков в логометре при угле $\varphi = 20°$. Масштаб векторов одинаков.

Ротор указателя будет ориентироваться по направлению результирующего магнитного поля катушек логометра. Направление вектора результирующего потока, т. е. угол φ', который вектор составляет с осью y, можно определить, зная величину его составляющих по осям x и y. Последние будут складываться из проекций векторов потоков $Ф_{АБ}$, $Ф_{БВ}$ и $Ф_{ВА}$ на эти оси и будут равны (см. фиг. 205):

$$Ф_x = Ф_{БВ} - (Ф_{ВА} + Ф_{АБ}) \cos 60°;$$
$$Ф_y = (Ф_{ВА} - Ф_{АБ}) \cos 30°.$$



Фиг. 205. Векторная диаграмма магнитных потоков, создаваемых катушками в трехкатушечном логометре.



Фиг. 206. Векторная диаграмма магнитных потоков в трехкатушечном логометре при угле отклонения потенциометра датчика $\varphi = 20°$.

Учитывая, что $\cos 60° = \frac{1}{2}$; $\cos 30° = \frac{\sqrt{3}}{2}$ и подставляя значения потоков и токов из выражений (166) и (165) в выражения для $Ф_x$ и $Ф_y$, получим после преобразования

$$\operatorname{tg} \varphi' = \frac{Ф_x}{Ф_y} = \sqrt{3}\ \frac{\varphi}{120 - \varphi} \quad \text{или} \quad \varphi' = \operatorname{arc\,tg} \frac{\sqrt{3}\,\varphi}{120 - \varphi}. \qquad (167)$$

Из выражения (167) видно, что:

1) угол отклонения подвижной системы указателя не зависит от напряжения источника питания и сопротивлений катушек логометра (если они равны между собой), а определяется только поло-

жением токоподводящих контактов потенциометра по отношению к щеткам, т. е. углом φ поворота подвижной системы датчика;

2) в общем случае угол φ' не равен углу φ, т. е. в системе трехпроводной потенциометрической передачи имеет место рассогласование.

Этот угол рассогласования равен

$$\theta = \varphi - \varphi' = \varphi - \operatorname{arc\,tg}\left(\frac{\sqrt{3}\,\varphi}{120 - \varphi}\right). \qquad (168)$$

В нашем примере (фиг. 206), когда $\varphi = 20^\circ$, угол рассогласования будет равен

$$\theta = 20^\circ - \operatorname{arc\,tg}\left(\frac{\sqrt{3}\cdot 20}{120 - 20}\right) =$$

$$= 20^\circ - \operatorname{arc\,tg}\frac{\sqrt{3}}{5} =$$

$$= 20^\circ - \operatorname{arc\,tg} 0{,}346 = 20^\circ - 19^\circ 5';$$

$$\theta = 0^\circ 55'.$$

Фиг. 207. Зависимость угла рассогласования θ от угла поворота потенциометра датчика.

На фиг. 207 графически изображена зависимость угла рассогласования от угла φ. График составлен на основании табл. 5, в которой приведены значения угла θ для различных углов φ, вычисленные по формуле (168).

Таблица 5

Величина угла рассогласования θ при различных углах φ

φ°	θ°	φ°	θ°
0	0	30	0
5	0°42′	35	−0°28′
10	1°3′	40	−0°52′
15	1°4′	45	−1°4′
20	0°55′	50	−1°2′
25	0°32′	55	−0°38′
30	0	60	0

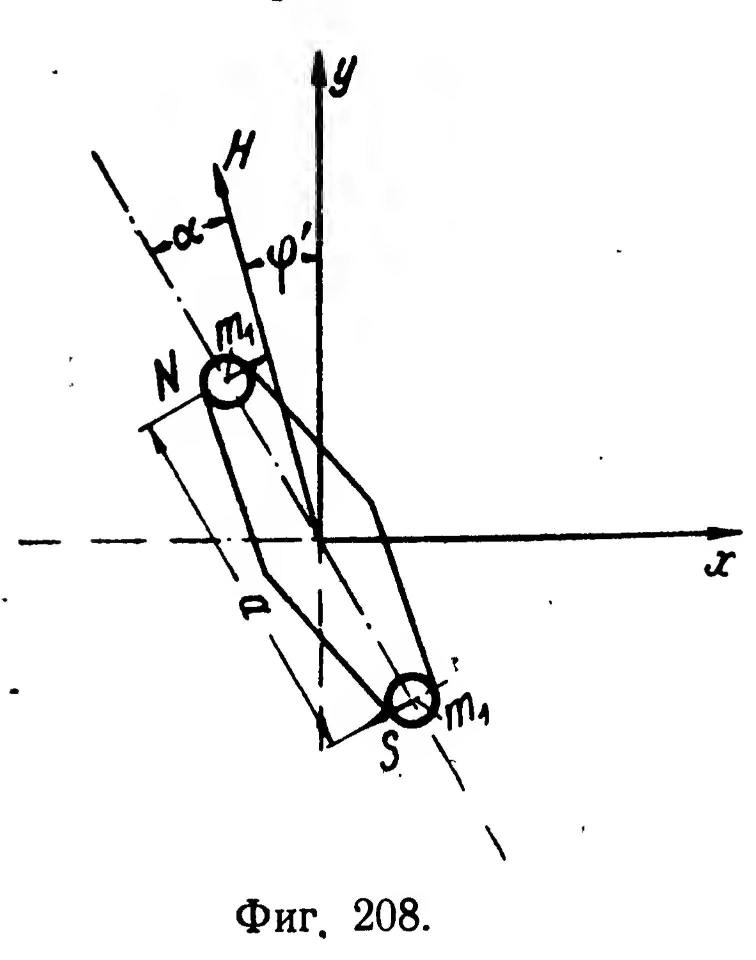
Из табл. 5 и фиг. 207 видно, что зависимость θ от φ представляет собой периодическую функцию с периодом в 60°. Анализ этой зависимости показывает, что угол θ имеет макси-

мальное значение 1°6′ и минус 1°6′ при углах φ, соответственно равных 13°18′ и 46°42′ (в пределах изменения угла φ от 0 до 60°).

Если проследить изменение угла θ при изменении угла φ от 0 до 360°, то можно установить, что при этом угол θ 12 раз будет равен нулю, когда φ равен 0°, 30,° 60°, 90°, 120°, 150°, 180°, 210°, 240°, 270°, 300°, 330°, и 12 раз будет иметь максимальные значения 1°6′ и —1°6′. Из них положительные будут при углах φ, равных 13°18′; 73°18′; 133°18′; 193°18′; 313°18′, а отрицательные при углах φ, равных 46°42′; 106°42′; 166°42′; 226°42′; 286°42′ и 346°42′. Это вытекает из периодичности функции $\theta = f(\varphi)$.

3) Определение синхронизирующего момента

Если при неизменном положении потенциометра ротор указателя по каким-либо причинам отклонится от направления, соответствующего направлению результирующего магнитного потока, то это повлечет за собой возникновение момента, стремящегося возвратить магнит в положение равновесия (фиг. 208). Этот момент, действующий на подвижную систему указателя и устанавливающий ее в положение, заданное датчиком, называется *синхронизирующим моментом*.



Фиг. 208.

Обозначим через:

M — синхронизирующий момент;

$H_{рез}$ — напряженность результирующего поля указателя;

m — магнитный момент ротора указателя, равный $2m_1 \cdot a$, где m_1 — «магнитная масса» полюса, a — расстояние между полюсами (фиг. 208);

α — угол между направлением вектора результирующего магнитного потока и осью отклоненного положения ротора (угол рассинхронизации).

Тогда приближенно

$$M = H_{рез}\, m \sin \alpha.$$

Напряженность магнитного поля $H_{рез}$ пропорциональна результирующим ампервиткам катушки, т. е.

$$H_{рез} = k(Iw)_{рез};$$

отсюда синхронизирующий момент равен

$$M = km(Iw)_{рез} \sin \alpha. \qquad (169)$$

Уравнение (169) показывает:

1) при данной конструкции прибора синхронизирующий момент тем больше, чем больше угол рассинхронизации;

2) синхронизирующий момент можно увеличить как путем увеличения числа ампервитков, так и увеличением магнитного момента ротора, который зависит от величины «магнитных масс» и от расстояния между ними. А это значит, что, применяя высококоэрцитивные материалы, можно получить большой синхронизирующий момент при малых габаритах подвижного магнита логометра;

3) так как при данной конструкции указателя число ампервитков результирующего поля зависит от тока, протекающего через катушки логометра, то изменение напряжения питания влияет на величину синхронизирующего момента. Значительное снижение напряжения питания может вызвать настолько значительное уменьшение синхронизирующего момента, что на точность прибора будут оказывать существенное влияние силы трения. С другой стороны, чрезмерное повышение напряжения питания может привести к повреждению прибора (перегоранию обмоток, нарушению изоляции). В авиационных приборах, работающих на принципе потенциометрической передачи, допускается колебание напряжения питания не более чем на $\pm 10\%$ против номинального, равного обычно 26 *в*. Поэтому колебания напряжения практически почти не влияют на работу дистанционной передачи.

Погрешность потенциометрической передачи

Погрешность потенциометрической передачи слагается:

1. Из инструментальных погрешностей указателя и погрешностей отсчета. Сущность этих погрешностей изложена в § 3.

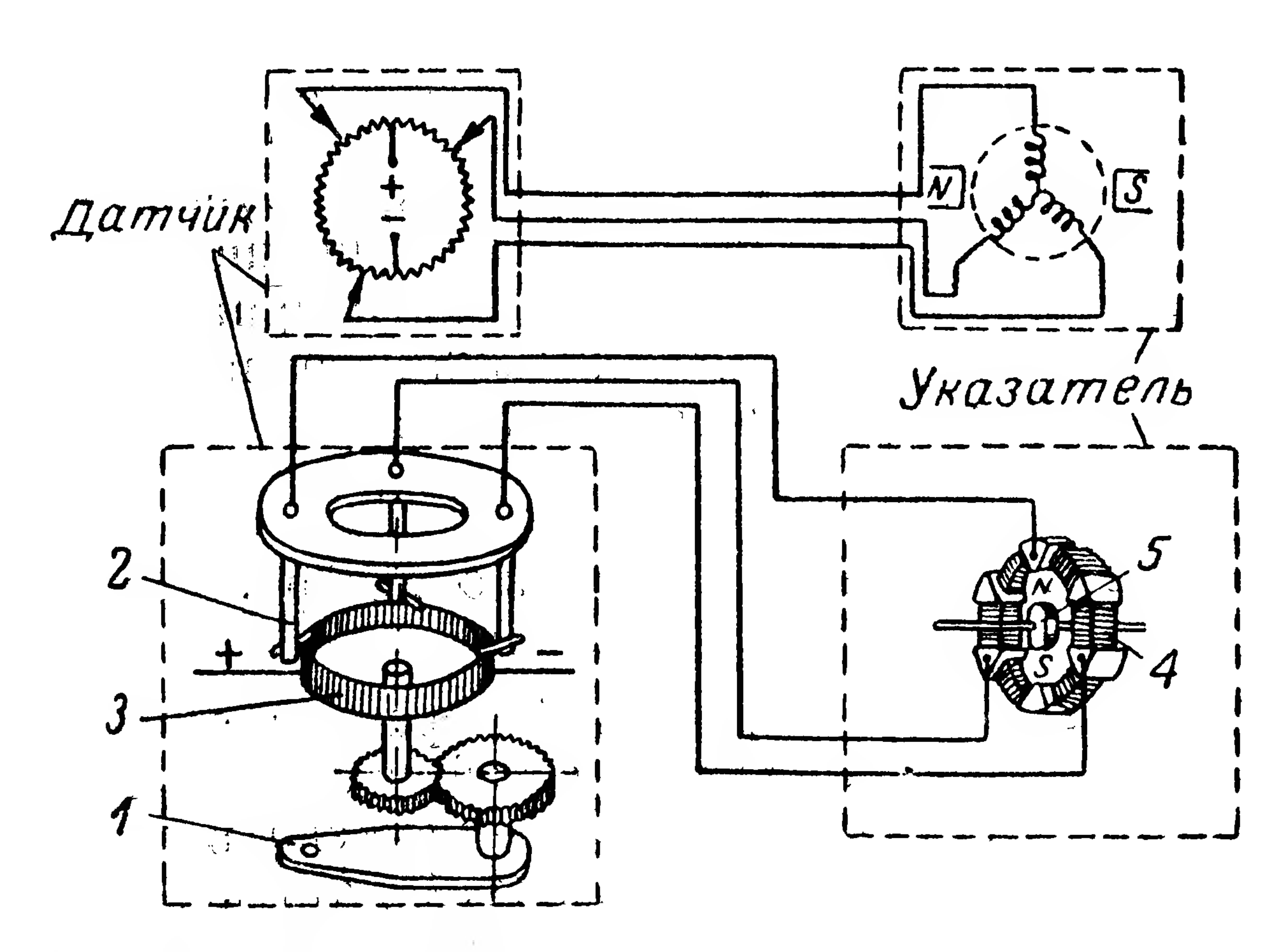
2. Из инструментальных погрешностей датчика. Наиболее значительная погрешность вызывается трением в скользящих контактах потенциометра, особенно если силы, действующие на подвижную систему датчика, по абсолютной величине малы (например, напряженность магнитного поля Земли).

3. Из методической погрешности.

4. Из установочной погрешности датчика. Эта погрешность имеет место только в тех приборах, в которых достоверность измерения зависит от точности установки датчика по отношению к вертикальной и горизонтальной плоскости самолета (дистанционный компас).

В качестве примера конструктивного выполнения трехпроводной системы потенциометрической дистанционной передачи на постоянном токе рассмотрим ЭДП, применяемую для наблюдения на расстоянии за положением закрылков, заслонок, шасси самолета и т. п. и называемую соответственно указателем положения закрылков УЗП-47; указателем положения заслонок (водо-, маслорадиатора) УПЗ-48 и указателем положения шасси УШ-48. Электрокинематическая схема этой передачи, одинаковая для всех трех приборов, изображена на фиг. 209. Конструкция датчиков и указателей (приемников) приборов УЗП-47, УПЗ-48 и УШ-48 одинакова, и габаритные и монтажные размеры этих приборов также одинаковы; они отличаются только оформлением лицевой стороны указателей (фиг. 210, 211 и 212).

Конструкция датчика УЗП показана на фиг. 213. Подвижный кольцевой потенциометр *20* жестко закреплен на оси *4* и имеет возможность поворачиваться вместе с ней на определенный угол при угловом перемещении поводка *13*, с которым ось *4* связана через зубчатые колеса *12* и *17*. Угол поворота потенциометра ограничивается упором *19* (на неподвижной колодке *8*), препятствующим полному обороту зубчатого колеса *17* благодаря наличию штифта *18*. Ток к потенциометру подводится в двух диаметрально противоположных точках при помощи спиральных волосков *10*, изолированных друг от друга шайбами *9*. Внутренние концы волосков *10* припаяны к проводникам, идущим к потенциометру, внеш-



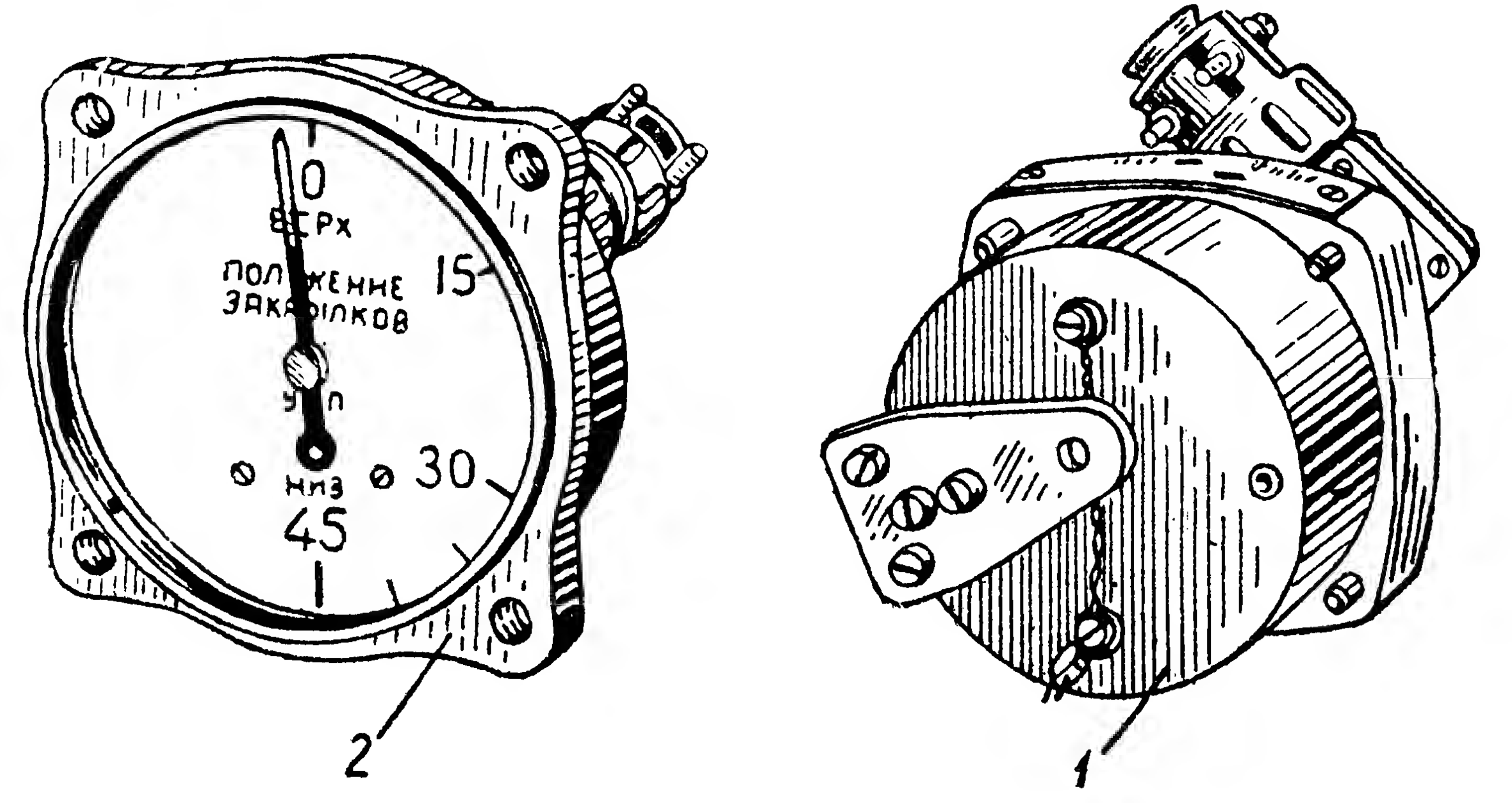
Фиг. 209. Принципиальная и электрокинематическая схема приборов УЗП-47, УПЗ-48 и УШ-48.

1—поводок; *2*—неподвижные щетки; *3*—подвижный потенциометр; *4*—катушки логометра указателя; *5*—подвижный магнит.

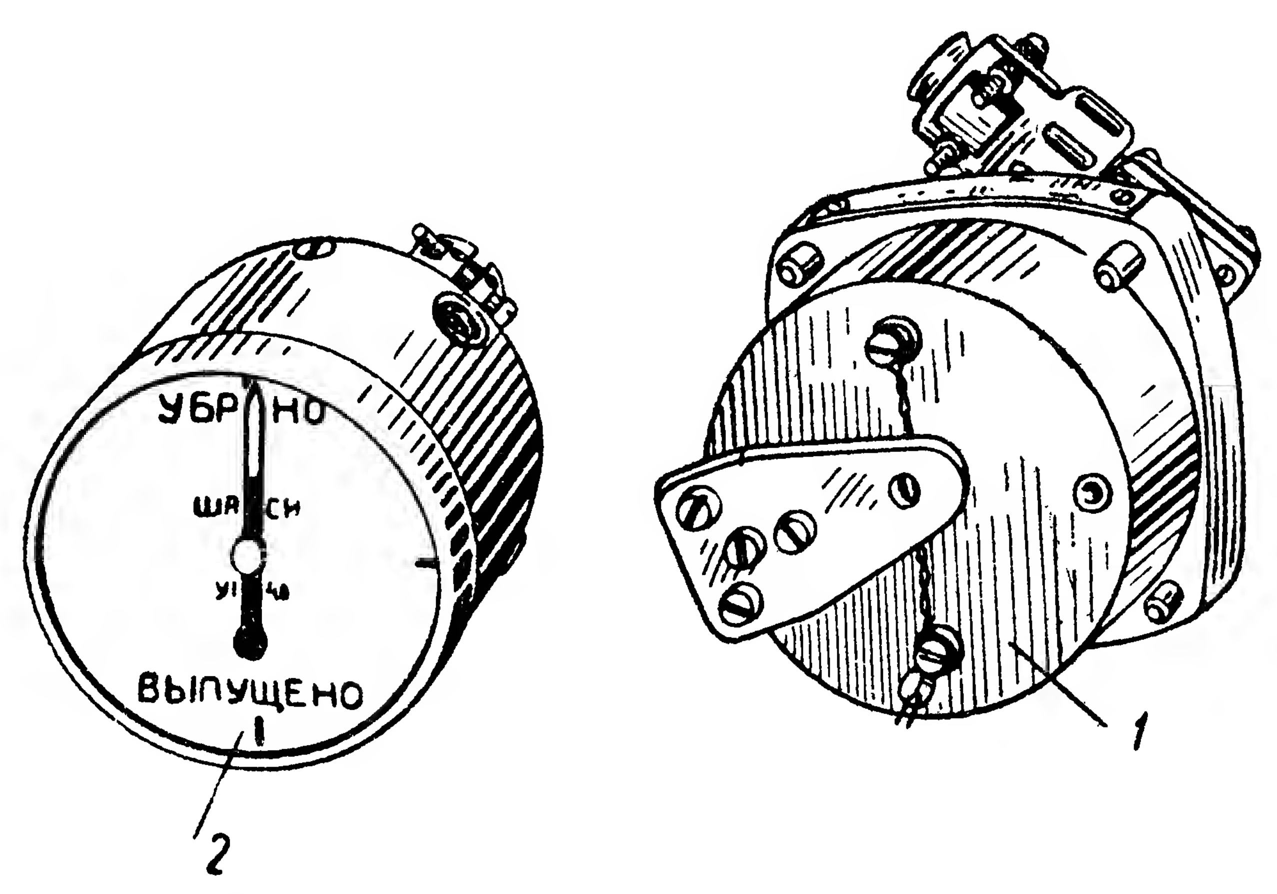
ние — к стойкам *5*, смонтированным на колодке *8*. Зубчатое колесо *12* укреплено на оси *4* с помощью хомутика *11*. Ослабив затяжку хомутика *11*, можно повернуть потенциометр *20* вместе с осью *4* относительно зубчатого колеса *12* и тем самым установить исходное (начальное) положение его относительно поводка *13* (штифта *18*).

Токосъем с потенциометра производится при помощи трех равноотстоящих друг от друга неподвижных щеток *2*, закрепленных на плате *21*. Все детали датчика, кроме поводка *13*, смонтированы на основании *3* и закрыты двумя металлическими крышками *1* и *6*. К передней части крышки *1* крепится угловой пятиштырьковый штепсельный разъем *7*. Для крепления на самолете основание датчика *3* имеет четыре ушка с резьбовыми отверстиями под крепежные винты.

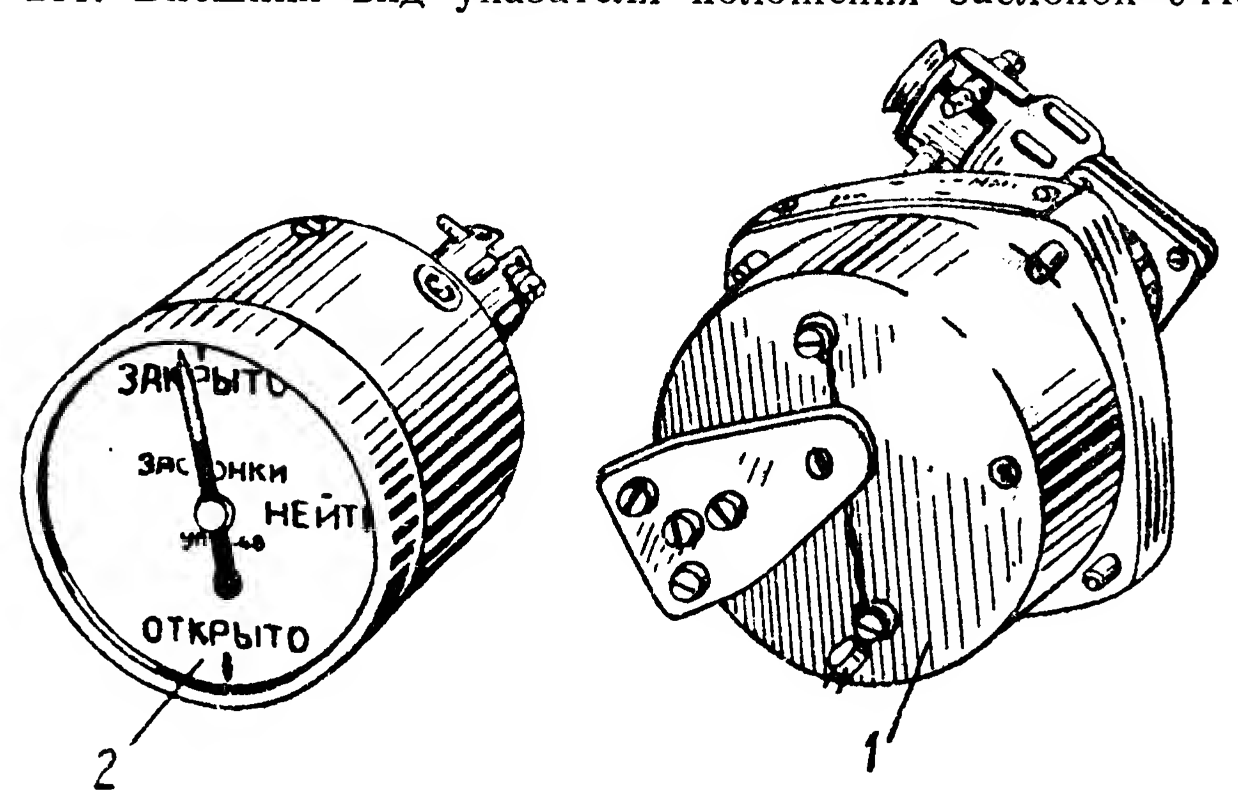
Указатель приборов УЗП-47, УПЗ-48 и УШ-48 представляет собой трехкатушечный магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом. Конструкция его показана на фиг. 214. Подвижная система состоит из постоянного магнита *1*, насаженного на ось *2*,



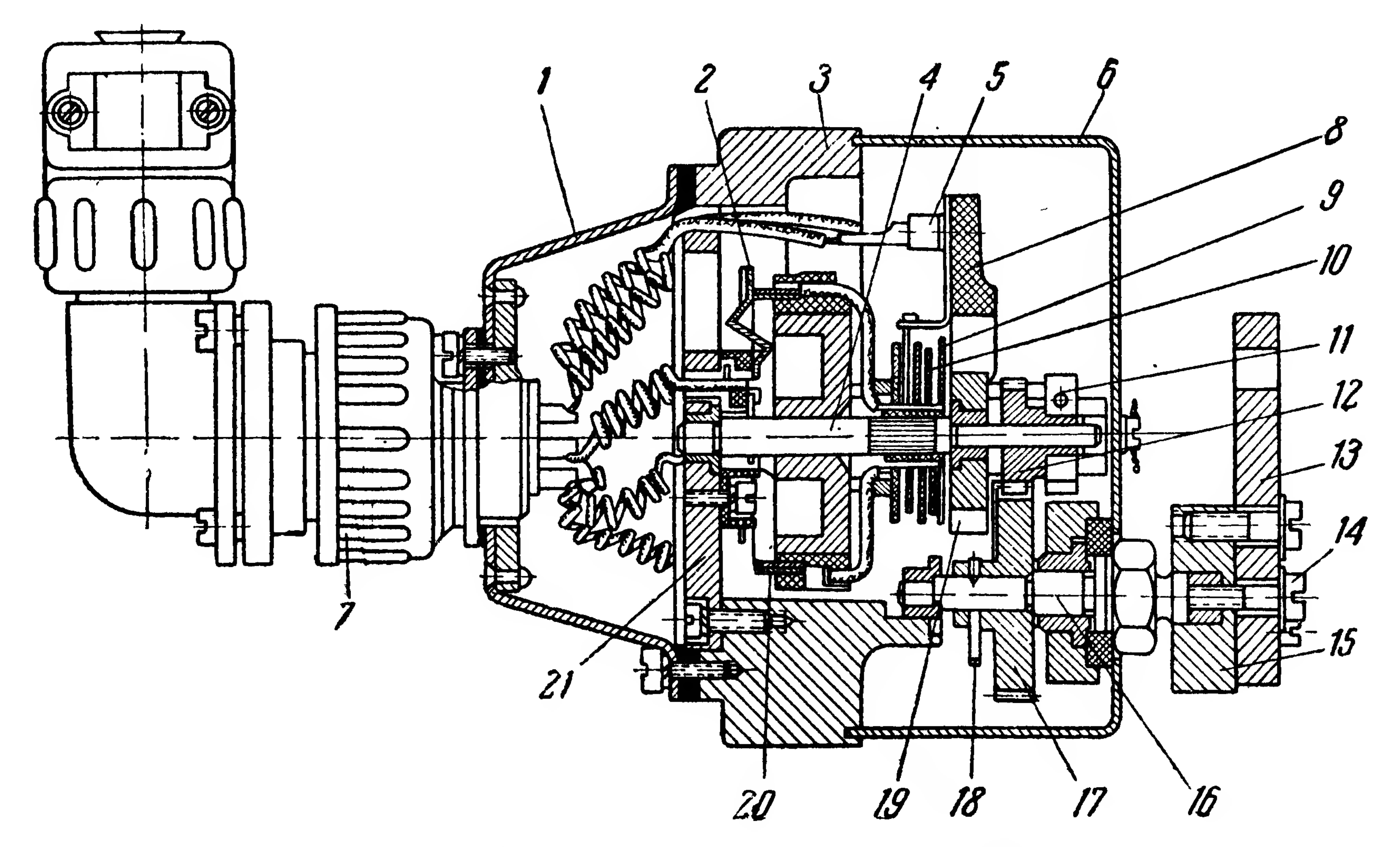
Фиг. 210. Внешний вид указателя положения закрылков УЗП-47.
1—датчик; *2*—указатель.



Фиг. 211. Внешний вид указателя положения заслонок УПЗ-48.

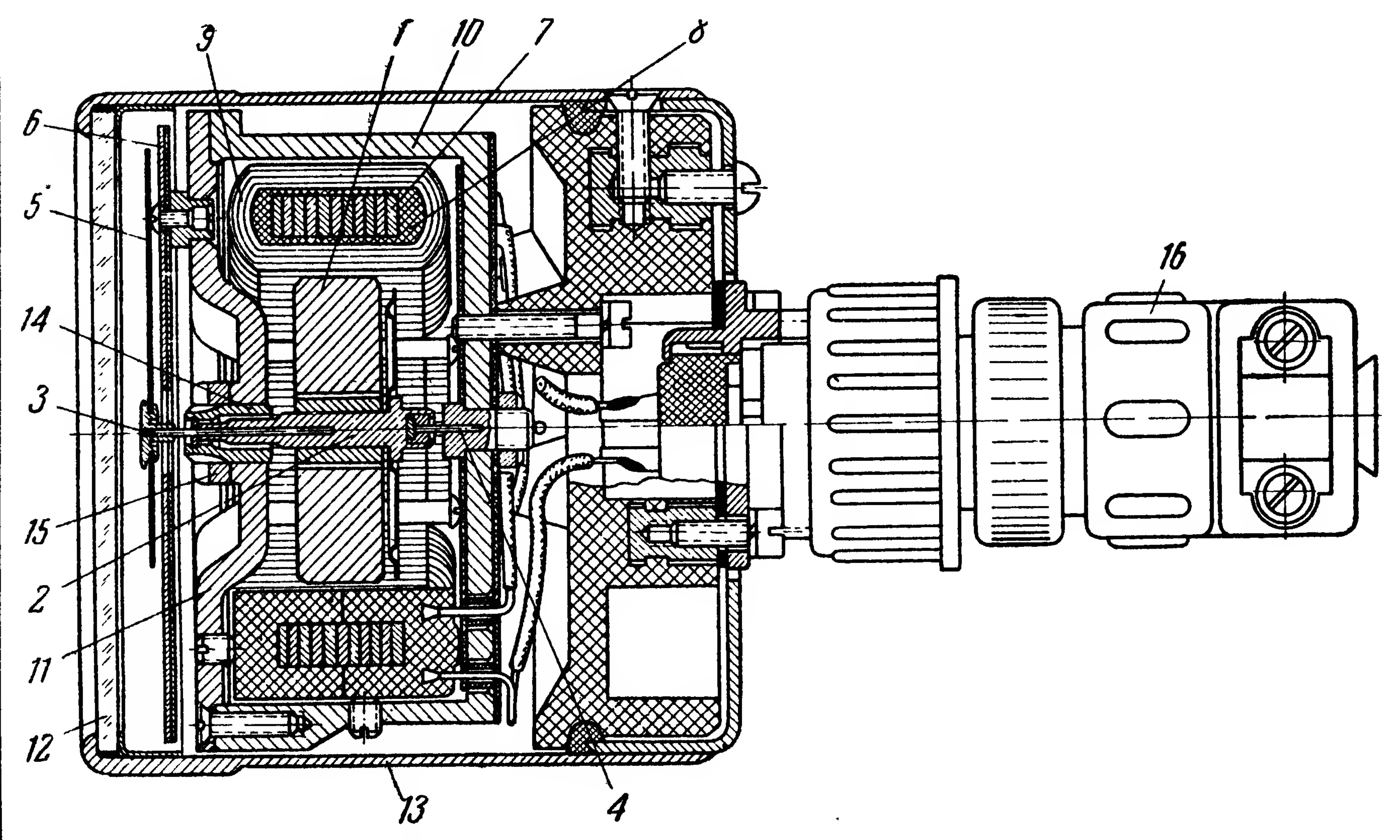


Фиг. 212. Внешний вид указателя положения шасси УШ-48.



Фиг. 213. Конструкция датчика УЗП.

1—металлическая крышка; *2*—неподвижная щетка; *3*—основание; *4*—ось; *5*—стойка; *6*—металлическая крышка; *7*—пятиштырьковый штепсельный разъем; *8*—неподвижная колодка; *9*—изоляционная шайба; *10*—волосок; *11*—хомутик; *12*—зубчатое колесо; *13*—поводок; *14*—винт затяжки поводка; *15*—конусный фланец; *16*—ось поводка; *17*—ведущее зубчатое колесо; *18*—штифт; *19*—упор (ограничитель вращения ведущего зубчатого колеса); *20*—подвижный кольцевой потенциометр; *21*—плата.



Фиг. 214. Конструкция указателя приборов УЗП-47, УПЗ-48 и УШ-48.

1—подвижный магнит логометра; *2*—ось подвижной системы; *3*—передний керн; *4*—задний керн; *5*—указательная стрелка; *6*—циферблат; *7*—магнитопровод; *8*—пластмассовый каркас катушек логометра; *9*—кожух; *10*—экранирующий кожух; *11*—крышка экранирующего кожуха; *12*—стекло; *13*—корпус указателя; *14*—винт; *15*—гайка; *16*—штепсельный разъем.

в которую запрессованы два керна, и указательной стрелки, укрепленной на переднем керне *3*. Осевой люфт подвижной системы регулируется винтом *14*. Неподвижная система (статор) указателя состоит из цилиндрического магнитопровода, набранного из пермаллоевых шайб и заключенного в пластмассовый каркас, на который наложена обмотка в виде тороида, разделенного на шесть равных секций, образующих три катушки, расположенные под углом 120° друг к другу. Статор заключен в металлический экран *10* с крышкой *11*. Для защиты указателя от пыли и влаги он помещается в металлический корпус *13* диаметром 60 *мм*. Для подключения указателя прибора к линии связи, идущей от датчика, служит трехштырьковый штепсельный разъем *16*.

Приборы УЗП-47, УПЗ-48 и УШ-48 рассчитаны на напряжение 27 *в* и сохраняют точность передачи показаний в пределах ±1° при колебании напряжения не более ±10% номинального и в диапазоне температур от +50 до —60° С.

Мощность, потребляемая приборами, не превышает 5 *вт*. Указатели рассчитаны на вибрационную перегрузку 1,5 *g*, а датчики — до 6 *g*.

Самосинхронизирующиеся дистанционные передачи на переменном токе

Автосины с контактными токоподводами

Для передачи на расстояние угла поворота валов различных механизмов часто применяется система параллельного соединения асинхронных двигателей, питаемая переменным током. Асинхронные двигатели, используемые в этой системе в качестве датчиков и приемников (указателей), носят название автосинов или сельсинов. Название это они получили потому, что их роторы всегда стремятся автоматически занять одинаковое положение по отношению к соответствующим статорным обмоткам или, как принято говорить, всегда стремятся занять синфазное положение, т. е. самосинхронизироваться.

В качестве приемников и датчиков в дистанционных передачах этого типа находят применение следующие виды автосинов:

1) автосины с однофазным ротором и однофазным статором, питаемые однофазным током;

2) автосины с однофазным ротором и трехфазным статором или с однофазным статором и трехфазным ротором, питаемые также однофазным током;

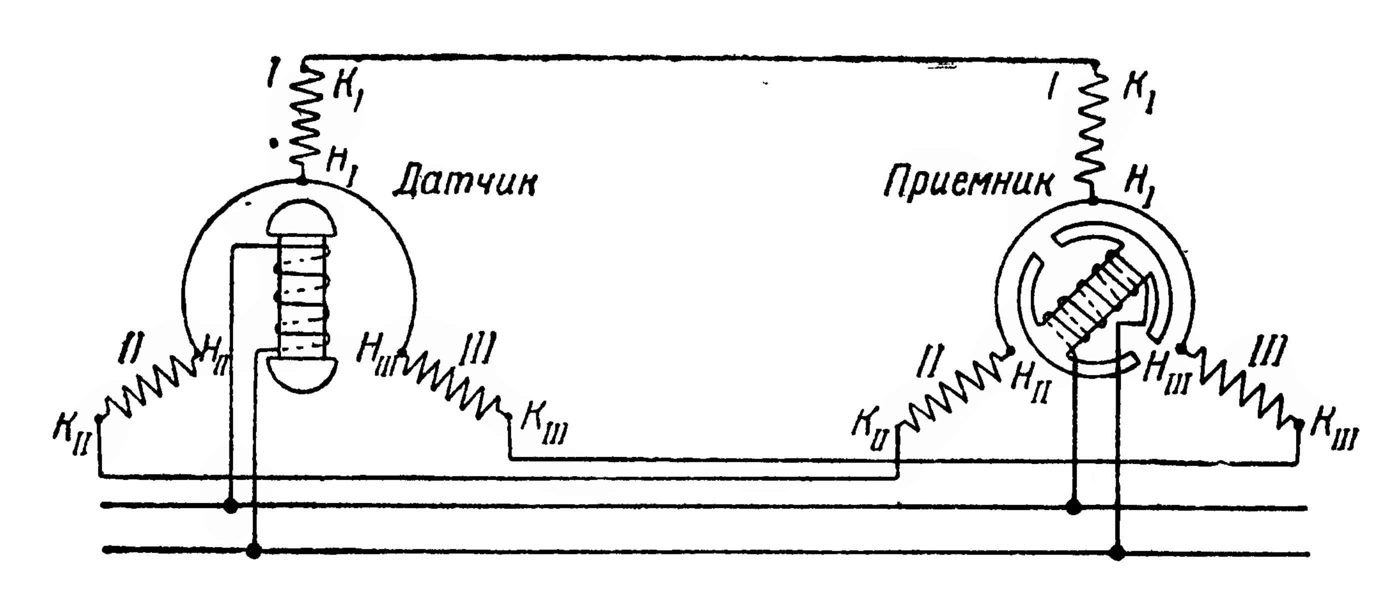
3) автосины с трехфазными обмотками ротора и статора, питаемые трехфазным током.

Преимущественное и наибольшее распространение, особенно в авиации, получили автосины второй группы. В них ротор обычно выполняется однофазным с явно выраженными полюсами, а статор — трехфазным с неявно выраженными полюсами. Такое исполнение диктуется следующими соображениями. С одной стороны, стремление уменьшить моменты трения в системе токоподвода к

подвижной части автосина вызывает необходимость однофазным делать ротор (минимальное количество скользящих контактов). С другой стороны, стремление обеспечить наибольшее возможное значение синхронизирующего момента при малых углах рассогласования приводит к созданию ротора с явно выраженными полюсами, так как последний дает более крутую характеристику вращающего момента около положения $\theta=0$.

Понятие автосин-датчик и автосин-приемник определяется только их местом в схеме. В электрическом отношении они, как правило, выполняются совершенно одинаковыми, а часто и конструктивно настолько похожи, что могут быть взаимозаменяемы.

Для выяснения принципа действия самосинхронизирующейся передачи рассмотрим схему, изображенную на фиг. 215. Трехфазные статорные (вторичные) обмотки в каждом из автосинов соеди-



Фиг. 215. Принципиальная схема автосинной передачи с контактными токоподводами.

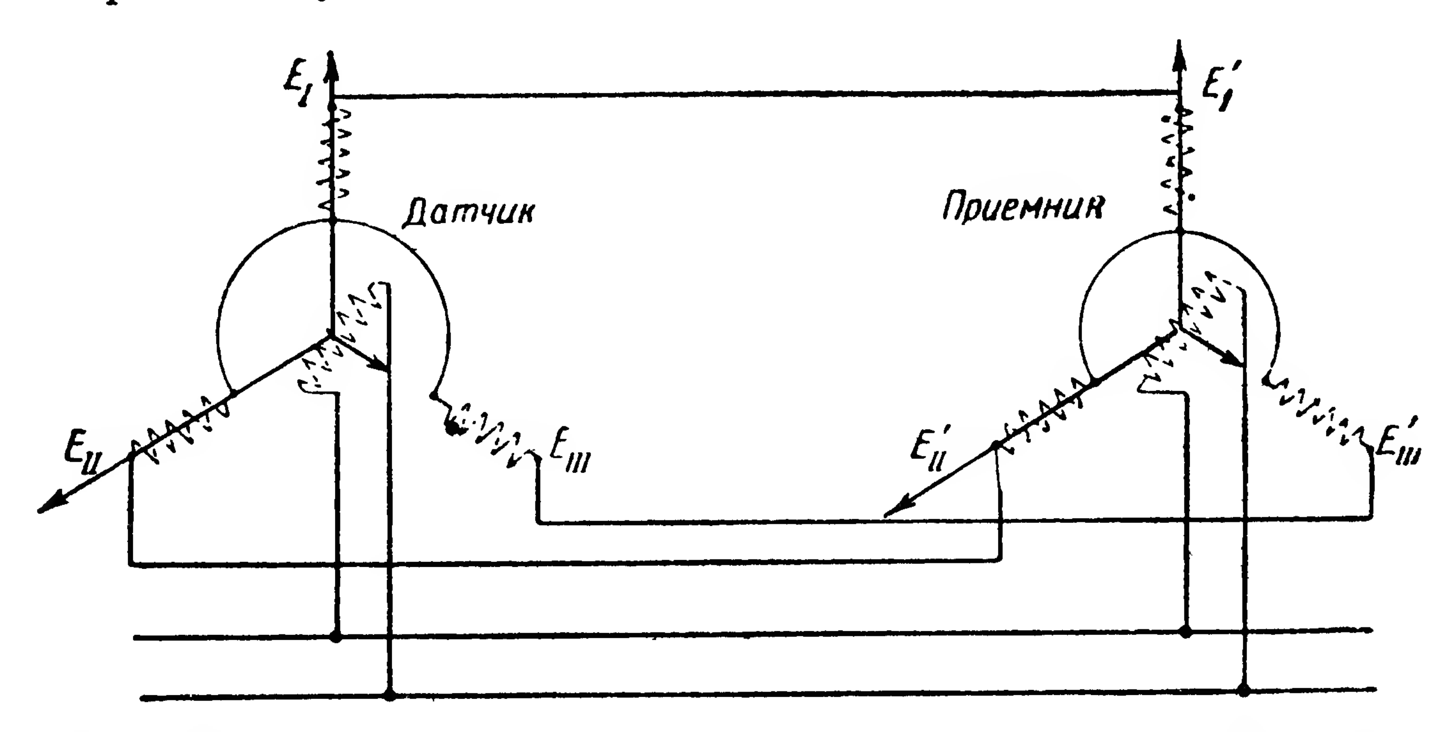
нены в звезду. Одноименные лучи звезд вторичных обмоток автосина-датчика и автосина-приемника электрически связаны между собой. Соединяются они навстречу друг другу, т. е. конец первой фазы статора датчика с концом первой фазы статора приемника и т. д.

Обмотки роторов, называемые первичными, включены параллельно в сеть однофазного переменного тока. До тех пор пока первичные обмотки автосинов обесточены, ротор приемника может занимать безразличное положение, так как никакие механические устанавливающие моменты на него не действуют. Положение же ротора датчика при этом будет определяться лишь механической связью его с задающим элементом.

Как только по первичным обмоткам начнет протекать переменный ток, он породит в них пульсирующие магнитные поля, оси которых, т. е. направления, соответствующие наибольшему значению основной волны индукции, будут совпадать с осями обмоток роторов. Под влиянием этих полей во вторичных обмотках автосинов по закону Ленца будут наводиться переменные фазовые ЭДС индукции. Величина фазовой ЭДС при прочих разных условиях в конечном счете будет определяться относительным положением оси обмотки данной фазы и оси поля ротора. Чем меньше угол между обмоткой

фазы и ротором, тем больше магнитная индукция поля, пронизывающего эту обмотку, и тем, следовательно, больше значение индуктированной ЭДС.

Если в момент включения тока оси обмоток роторов в датчике и приемнике занимают одинаковое положение по отношению к одноименным фазовым обмоткам статоров, то соответствующие фазовые ЭДС будут равны и вследствие встречного соединения фаз направлены навстречу друг другу. В результате ток между датчиком и приемником по вторичным обмоткам протекать не будет. Таким образом, синхронное положение роторов автосинной системы характеризуется отсутствием тока во вторичной цепи автосинов. В общем виде это положение может быть сформулировано так: при синхронном положении роторов ЭДС, индуктируемые в электрически связанных вторичных обмотках автосинов, направлены навстречу друг другу и равны между собой; поэтому токи в этих обмотках равны нулю.



Фиг. 216. Векторная диаграмма фазовых ЭДС для синфазного положения роторов автосинов.

Векторная диаграмма ЭДС для этого случая изображена на фиг. 216, где пунктиром показано принятое (для диаграммы) относительное положение роторов.

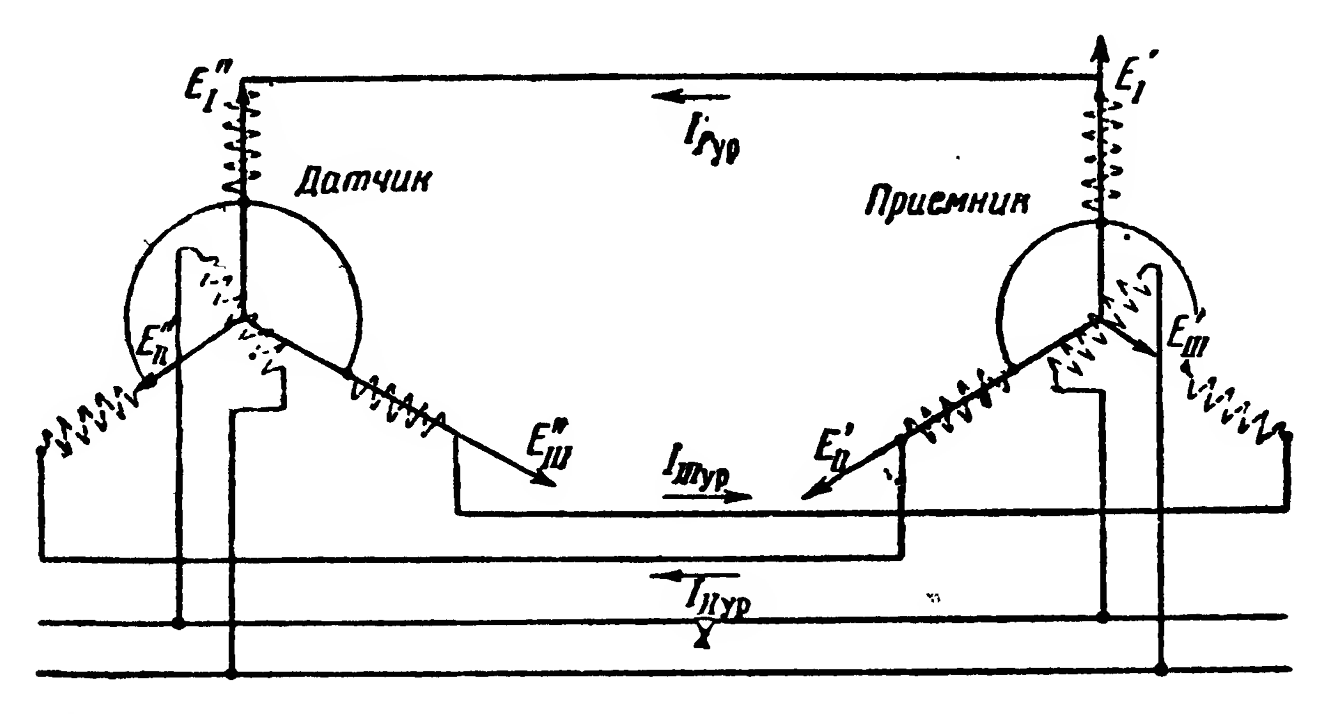
Если ротор автосина-датчика повернуть на некоторый угол, то индуктируемые в соответствующих обмотках ЭДС уже не будут равны между собой (фиг. 217). Во вторичной цепи между автосином-датчиком и автосином-указателем потечет уравнительный, синхронизирующий ток, величина которого определяется возникшей разностью фазовых напряжений. Этот ток в обоих автосинах создаст вращающие моменты, которые будут действовать на роторы датчика и приемника в разные стороны, стремясь устранить рассогласование и привести роторы в синхронное положение. Так как обычно ротор датчика принудительно удерживается в новом положении, то, очевидно, будет поворачиваться только ротор приемника, и это вращение его будет продолжаться до тех пор, пока ось его обмотки не займет положения, соответствующего направлению оси обмотки ротора датчика.

Таким образом, явление автоматической синхронизации автосинных систем обусловлено тем, что при рассогласовании этих систем в них возникают уравнительные токи, которые создают вращающие моменты, устраняющие рассогласование и восстанавливающие синфазное положение роторов.

Это свойство самосинхронизации автосинов и используется для передачи показаний.

Так же как и для потенциометрической передачи, важнейшими характеристиками автосинной системы являются синхронизирующий момент и угол рассогласования.

Величина синхронизирующего момента, т. е. момента, действующего на ротор автосина приемника при отклонении его от синфазного положения с ротором датчика (как и во всяком электрическом



Фиг. 217. Векторная диаграмма фазовых ЭДС при рассогласовании роторов автосинов.

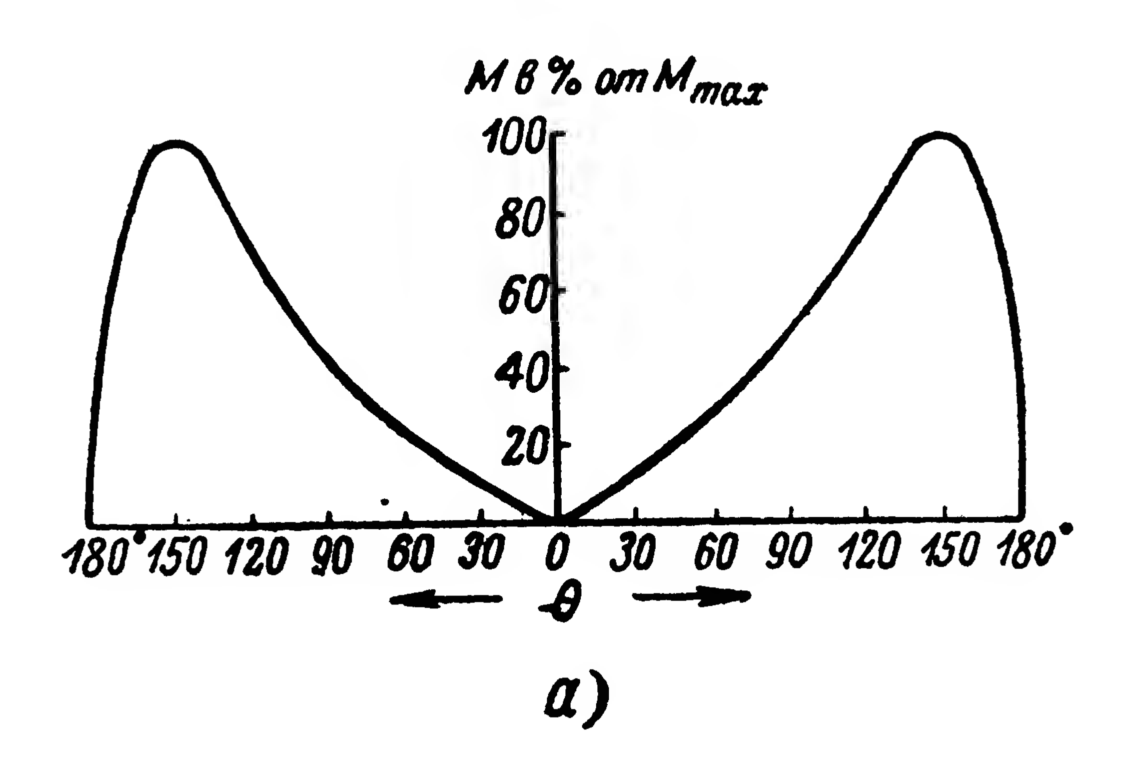
двигателе), в каждый данный момент определяется напряженностью электромагнитного поля статора и величиной тока, протекающего по обмотке ротора. Последний зависит от сопротивления подвижной обмотки и от величины питающего напряжения, поэтому для данной системы его можно считать величиной постоянной, не зависящей от положения ротора. Отсюда следует, что поскольку напряженность поля статора выражается результирующими ампервитками ($H = Aw$), то синхронизирующий момент при прочих равных условиях в конечном счете зависит от величины тока, протекающего по обмоткам статора, т. е. от угла рассогласования автосинов. Характер этой зависимости изображен на фиг. 218, из которой видно:

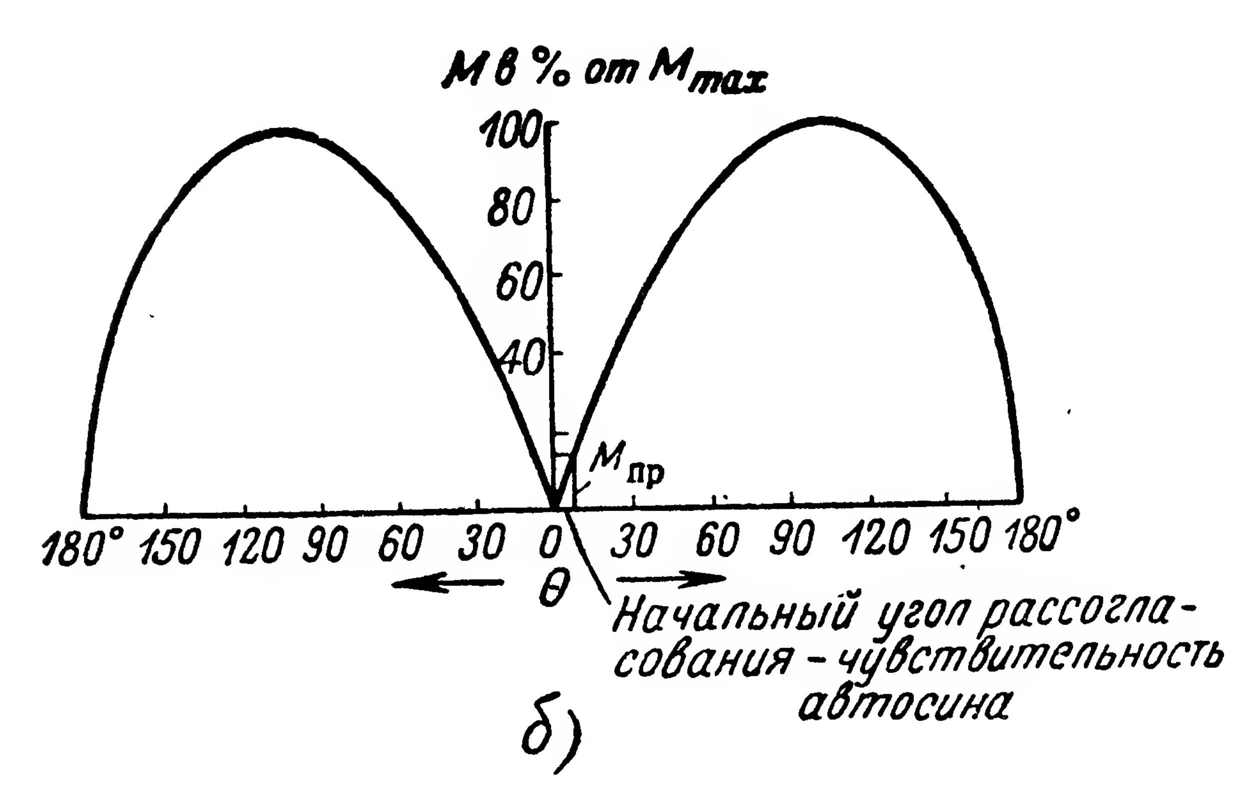
1) что для автосинной системы с однофазной первичной обмоткой характер изменения величины вращающего момента одинаков при повороте ротора в одну и другую сторону. Объясняется это симметричностью системы;

2) что в случае, если ротор выполнен с явно выраженными полюсами, кривая синхронизирующего момента автосина при малых углах рассогласования имеет более крутой характер, чем в системе, у которой ротор не имеет явно выраженных полюсов. Это объясняется тем, что при такой системе удается сосредоточить

основную часть магнитного потока в узком пучке и благодаря этому обеспечить явно выраженную направленность его. Поэтому малейшее отклонение ротора от синфазного положения приводит к заметному изменению фазовых ЭДС и возникновению достаточно больших уравнительных токов;

3) что синхронизирующий момент растет по мере увеличения отклонения ротора и для системы с явно выраженными полюсами достигает максимального значения при угле рассогласования, рав-





Фиг. 218. Зависимость синхронизующего момента от угла рассогласования автосинов с однофазной первичной системой и трехфазной вторичной.

а—ротор имеет неявно выраженные полюса; *б*—ротор выполнен с явно выраженными полюсами.

ном примерно 110°. Дальнейшее увеличение угла рассогласования приводит к уменьшению синхронизирующего момента, и при $\theta = 180°$ этот момент становится равным нулю. Это значит, что если угол рассогласования достигнет 180°, то система может выпасть из синхронизма.

Угол рассогласования для автосинных систем теоретически равен нулю, т. е. каждому положению ротора автосина-датчика соответ-

ствует совершенно такое же положение ротора автосина-приемника. Это вытекает из принципа действия системы. Однако практически некоторый угол рассогласования все же имеется. При рассмотрении принципа действия системы мы допустили, что на ротор автосина-приемника, кроме синхронизирующего момента, никакие другие моменты не действуют. На самом деле на ротор будут действовать и механические моменты: от трения в опорах и в скользящих контактах токоподвода к первичной обмотке, от несбалансированности ротора и др. Все эти моменты противодействуют достижению ротором автосина-приемника синфазного положения, так что для уравновешивания их требуется некоторый вращающий момент. Если суммарный противодействующий механический момент равен $M_{пр}$, то вызываемый его наличием угол рассогласования может быть определен по кривой на фиг. 218 из условия равенства вращающего и противодействующего моментов. Применением для опор шарикоподшипников повышенной точности, тщательной балансировкой ротора и другими мерами удается снизить начальный угол рассогласования до минимума, однако свести его к нулю практически нельзя. Поэтому он учитывается при градуировке электрической дистанционной передачи как допустимая погрешность и носит название *чувствительности* автосинов.

Для авиационных автосинов чувствительность лежит в пределах 1°.

Кроме начального угла рассогласования, в автосинной системе дистанционной передачи имеется также погрешность следования автосинов. Эта погрешность объясняется тем, что вследствие неточности изготовления статора распределение магнитного поля по его окружности может быть несколько неравномерным. Равные по величине и соответствующие моменту синхронизации фазовые ЭДС в одноименных вторичных обмотках автосинов будут наводиться не при одинаковых углах поворота роторов датчика и приемника, а при разных.

Погрешность следования определяется как полусумма абсолютных значений двух наибольших углов рассогласования разных знаков (опережения и отставания ротора приемника).

Как мы видели выше, чувствительность автосинов в значительной степени зависит от величины вращающего синхронизирующего момента. Для получения возможно большого синхронизирующего момента при малых габаритах автосинов следует, кроме усовершенствования конструкции и технологии производства, увеличить частоту тока, питающего первичную цепь.

Активное сопротивление обмоток ухудшает работу автосинов, как и вообще всех электрических приборов переменного тока, основанных на явлении электромагнитной индукции. При увеличении частоты тока возрастает роль индуктивных сопротивлений, и поэтому наличие активных сопротивлений проявляется в меньшей степени. Это позволяет уменьшить обмотку и сохранить габариты автосинов, а при неизменных габаритах увеличить синхронизирующий момент.

Однако применение токов очень большой частоты нерационально, так как это вызывает значительные потери на вихревые токи, увеличивающиеся пропорционально квадрату частоты. Кроме того, при слишком значительном увеличении частоты тока проявляется неблагоприятное влияние емкостей в проводах обмоток. Опыт показал, что оптимальной, т. е. наиболее выгодной, является частота в 400—1000 *гц*; на эти частоты и рассчитываются обычно авиационные автосины. Отклонение частоты от установленного номинала теоретически не должно оказывать влияния на точность следования автосинов, поскольку изменение ее может повлечь лишь пропорциональное изменение соответствующих фазовых ЭДС, но равенство их не нарушится. В действительности это справедливо, пока уменьшение частоты по сравнению с расчетным номиналом не вызовет такого уменьшения вращающего момента, что он станет соизмеримым с моментом трения, действующим на ротор. При увеличении частоты это справедливо, пока не появится значительный перегрев автосина или значительное искажение магнитного поля статора, приводящее к искажению характера кривой синхронизирующего момента от сильно возросших вихревых токов. Поэтому на автосинах или в их паспортах всегда указывается допустимое колебание частоты.

В принципе действия автосинной системы ничего не изменится, если к одному датчику подключить несколько приемников. При повороте ротора датчика в новое положение в каждой из параллельных вторичных цепей автосинов возникает уравнительный ток. Сумма уравнительных токов, протекающих через вторичные обмотки приемников, составит общий уравнительный ток, протекающий через статорную обмотку датчика. Уравнительный ток действует до тех пор, пока роторы всех автосинов-приемников не повернутся на тот же угол, что и ротор датчика, т. е. пока они не займут синфазного положения с ротором автосина-датчика. Если один из приемников выпадет из синхронизма, то это вызовет уравнительный ток во вторичной цепи только этого приемника, и возникший при этом синхронизирующий момент установит ротор приемника в положение, соответствующее положению ротора датчика. Особенностью системы с одним датчиком и несколькими приемниками является то, что для обеспечения достаточного вращающего момента в каждом из приемников мощность автосина-датчика выбирается примерно равной сумме мощностей автосинов-приемников.

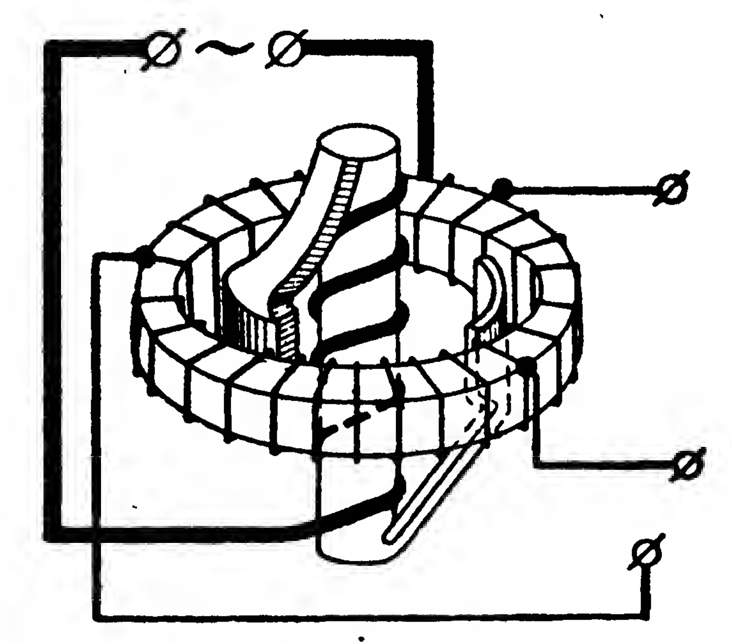
Возможна и другая система автосинной передачи, в которой один приемник соединен с несколькими датчиками. В этом случае приемник выполняет роль суммирующего прибора. Принципиальным отличием этой передачи от рассмотренных выше является то, что в ней при повороте ротора одного из автосинов-датчиков ротор приемника не повернется точно на такой же угол вследствие реакции противодействия этому со стороны других автосинов-датчиков. Угол поворота ротора автосина-приемника будет равен среднему углу поворота роторов автосинов-датчиков, т. е. если в системе из четырех датчиков и одного приемника ротор первого датчика повернется по отношению к синфазному положению на 10°, второго на 15°,

третьего на 20°, четвертого на 25°, то ротор автосина-приемника повернется на 17,5°, так как

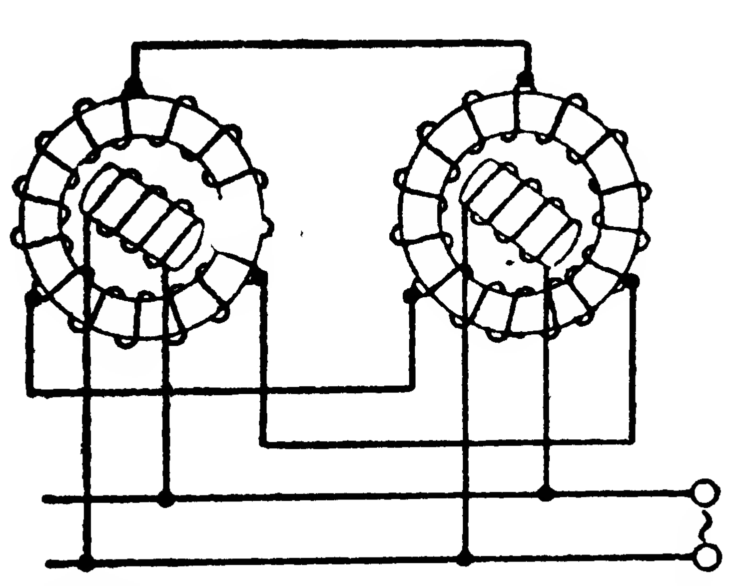
$$\frac{10+15+20+25}{4}=17{,}5.$$

Бесконтактные самосинхронизирующиеся передачи на переменном токе

Существенным недостатком потенциометрической передачи и автосинов с контактными токоподводами является наличие скользящих контактов, что, с одной стороны, снижает надежность прибора, а с другой значительно усложняет конструкцию. Этот недостаток особенно сказывается в случаях, когда действующие на ротор датчика силы очень малы. Токоподводы приходится делать очень тонкими, а для обеспечения более или менее надежной работы прибора применять сложную систему амортизации.



Фиг. 219. Схема устройства бесконтактного автосина.



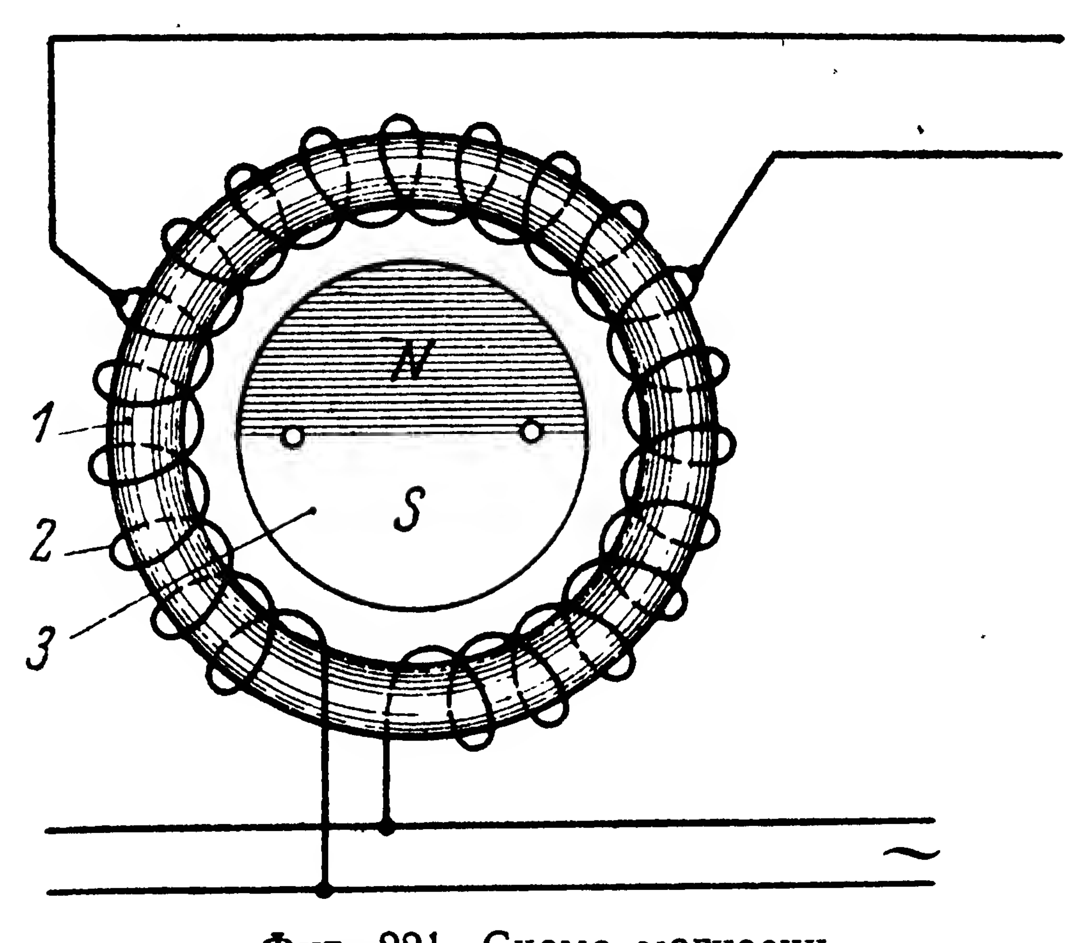
Фиг. 220. Схема включения бесконтактного автосина.

Стремление использовать самосинхронизирующуюся дистанционную передачу на переменном токе для передачи на расстояние с большой точностью углов при малых действующих моментах привело к созданию ряда систем бесконтактных автосинов.

Одной из первых ступеней на пути разрешения этой задачи явилось создание автосина, конструктивная схема которого изображена на фиг. 219. Кольцевой статор имеет сердечник из мягкого железа, на котором намотана спиралью трехфазная вторичная обмотка, соединенная треугольником. Ротор изготовляется также из мягкого железа и представляет собой круглый сердечник с фасонными полюсами. Сердечник ротора охватывает первичная однофазная обмотка, выполненная в виде соленоида, ось которого совпадает с осью вращения ротора таким образом, что ротор может совершать круговое движение, не задевая за соленоид.

При прохождении переменного тока через первичную обмотку создаваемый ею пульсирующий магнитный поток проходит через полюсные наконечники ротора и замыкается через статор, наводя в трех секциях вторичной обмотки электродвижущие силы, величина которых зависит от положения ротора. Принцип действия этой системы аналогичен принципу действия обычного автосина с контактными токоподводами. Схема включения (фиг. 220) также ничем не

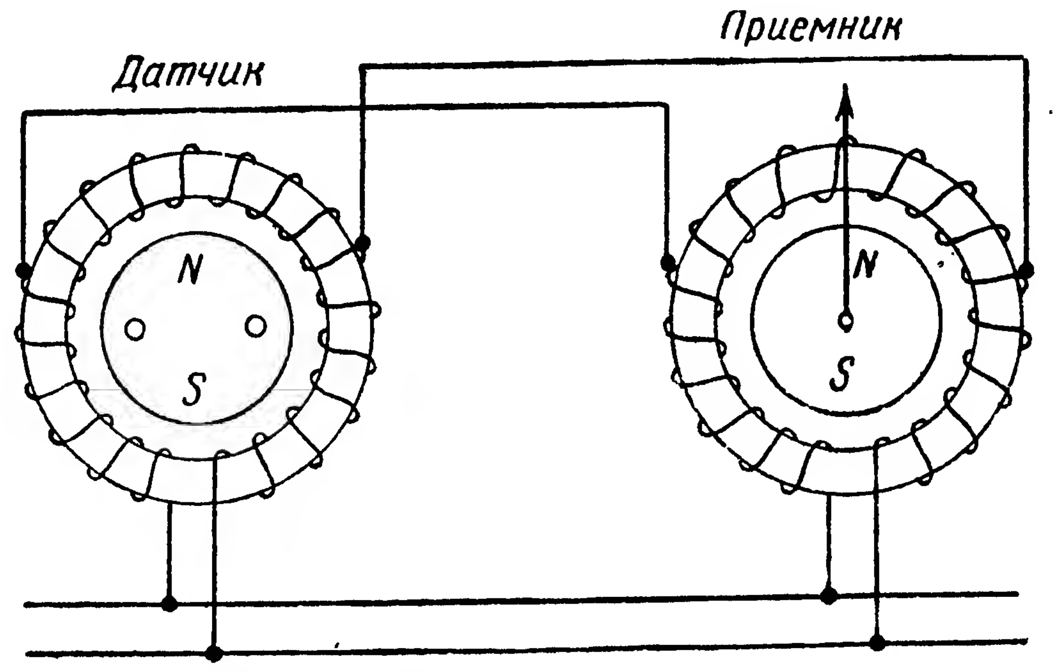
отличается от схемы включения обычного автосина (см. фиг. 215). Примерно на этом же принципе построена система, получившая название «телегон», в которой автосины выполнены в виде электромагнитных фазометров (см. § 14) с двухфазной вторичной обмоткой без железа и с z-образным ротором, сердечник которого расположен



Фиг. 221. Схема магнесин.

1—сердечник статора; 2—обмотка статора; 3—ротор — постоянный магнит.

внутри первичной однофазной обмотки. Самосинхронизация в этой системе основана на свойстве свободно подвешенного железного сердечника ориентироваться всегда в направлении результирующего магнитного поля.



Фиг. 222. Схема дистанционной передачи «магнесин».

Обе эти передачи, обладая известными достоинствами по сравнению с обычными автосинами той же мощности, находят широкое применение в авиационном приборостроении.

Третья разновидность бесконтактной дистанционной передачи на переменном токе, чрезвычайно простая в конструктивном отношении, но весьма сложная по теории, известна под названием магнесин (фиг. 221 и 222).

Основой принципа действия самосинхронизирующихся передач типа магнесин является создание ротором (обмоткой ротора) пульсирующего магнитного потока. Только при этом условии каждому положению ротора соответствует одно определенное значение фазовых ЭДС индукции во вторичной обмотке, и всякое изменение положения ротора вызывает возникновение уравнительных — синхронизирующих токов.

Можно утверждать, что и самосинхронизирующаяся передача с постоянным магнитом в качестве ротора может быть осуществлена только в том случае, если этот постоянный магнит будет являться источником переменного (пульсирующего) магнитного потока. Для этого сопротивление магнитопровода, через который замыкается поток постоянного магнита, должно периодически изменяться. В системе магнесин это изменение сопротивления магнитопровода осуществляется электрическим путем и основано на зависимости магнитной проницаемости ферромагнитного материала от степени его насыщения, т. е. от плотности магнитного потока в нем.

Сердечник статора магнесина (фиг. 221) изготовляется из пермаллоя. Сплав пермаллой обладает очень ценными свойствами: весьма слабым остаточным магнетизмом и резким переходом кривой намагничения от крутой части к пологой.

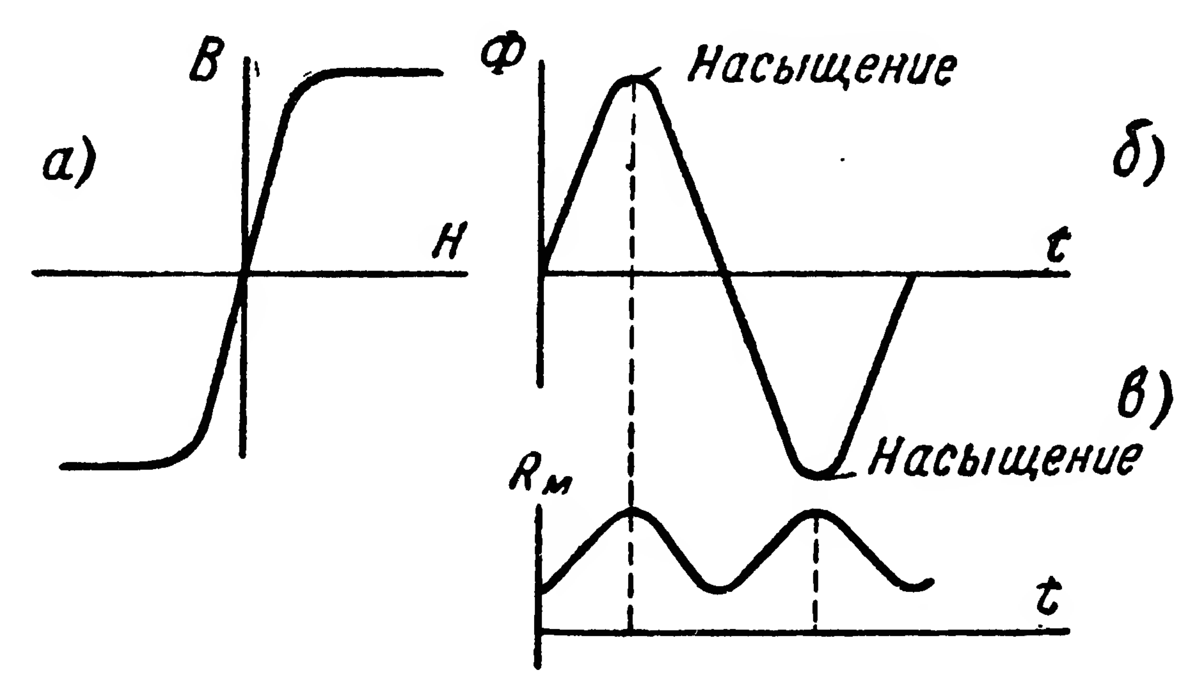
Если к спиральной обмотке, наложенной на сердечник статора магнесина, подвести переменное напряжение, изменяющееся по синусоидальному закону с частотой f и по величине достаточное для создания ампервитков, обеспечивающих полное насыщение сердечника, то магнитное сопротивление последнего будет изменяться с частотой $2f$. Синусоидальное напряжение создает в сердечнике магнитный поток, изменяющийся тоже по синусоидальному закону с частотой изменения напряжения. В течение одного периода изменения магнитного потока сердечник два раза будет достигать полного насыщения — при отрицательных и положительных полуволнах. Пока индукция в сердечнике не достигнет больших значений, изменение ее соответствует крутой части характеристики, и для создания ее требуются очень небольшие ампервитки, т. е. при этом сопротивление магнитной цепи очень невелико, и практически его можно считать неизменным. Как только индукция достигнет значения соответствующего стадии насыщения сердечника, сопротивление последнего резко, во многократ возрастет. А это значит, что магнитное сопротивление сердечника будет изменяться с удвоенной частотой изменения питающего напряжения (фиг. 223).

Из сказанного следует, что магнитный поток постоянного магнита ротора в своем стремлении замкнуться через сердечник статора в течение одного периода изменения напряжения, подведенного к статорной обмотке, дважды встретит большое сопротивление и будет уменьшаться, т. е. что постоянный магнит превращается как бы в источник переменного магнитного потока, пульсирующего с частотой $2f$.

Этот пульсирующий поток ротора вызовет в обмотке статора соответствующие ЭДС индукции двойной частоты. Если обмотку

статора магнесина разделить постоянными токоотводами на три равные секции, то с этих секций можно снять ЭДС индукции, величина которых будет определяться относительным положением постоянного магнита, так же как в обычном автосине они определяются положением первичной обмотки. Следовательно, можно считать, что в дальнейшем принцип самосинхронизации магнесинной системы ничем не отличается от такового в обычной автосинной системе.

Если роторы магнесина-датчика и магнесина-приемника расположены не одинаково по отношению к обмоткам статора, то ЭДС в соответствующих секциях этих обмоток также будут не одинаковыми. Так как при соединении статоров датчика и приемника эти



Фиг. 223. Изменение магнитного сопротивления пермаллоя при намагничивании его переменным током.

а—магнитная характеристика пермаллоя; *б*—изменение магнитного потока; *в*—изменение магнитного сопротивления.

ЭДС направлены навстречу друг другу, то при неравенстве их в образующихся последовательных электрических цепях будут действовать разностные ЭДС, которые вызовут уравнительные токи в обмотках. Как и ЭДС, эти токи будут изменяться с частотой, превосходящей в два раза частоту питающего напряжения.

В приемнике переменный ток этой частоты, взаимодействуя с изменяющимся с той же частотой магнитным потоком ротора, вызовет поворот ротора к согласованному положению. По достижении согласования наступит равновесие ЭДС, и ток двойной частоты, а следовательно, и движение ротора приемника прекратится.

Таким образом, принцип действия магнесина отличается от принципа действия обычных автосинов только способом создания переменного магнитного потока от ротора.

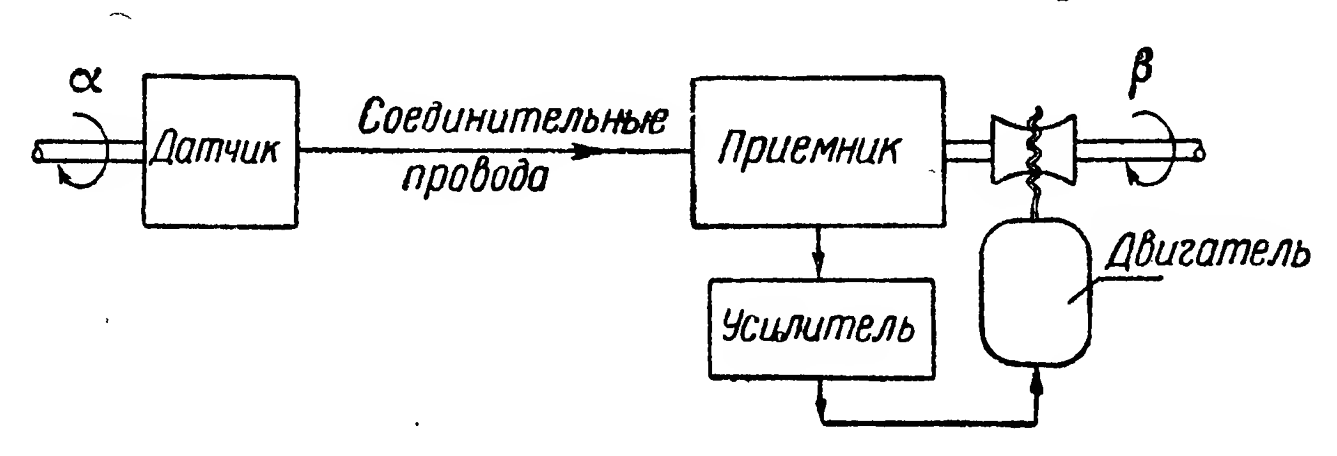
§ 17. СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО СЛЕДЯЩЕГО ПРИВОДА[1]

В авиационных приборах часто возникает необходимость в дистанционной передаче значительного вращающего момента на ось приемника. Этот момент используется для поворота автоматических выравнивателей шкалы, элементов автоматических регуляторов,

[1] § 17 написан Н. И. Чистяковым.

связанных с данным прибором, и иных нагрузок. Устанавливающий момент обычных указателей дистанционных передач — логометров или автосинов — недостаточен для указанной цели. В таких случаях применяют системы дистанционного следящего привода.

Принципиальная схема дистанционного следящего привода показана на фиг. 224. Ось, поворот которой требуется передать на расстояние, соединяется с электрическим датчиком, который в свою очередь соединен проводами с приемником. Ось приемника поворачивается двигателем, для питания которого используется ток с выхода усилителя. На вход усилителя поступает напряжение от приемника. Это напряжение равно нулю при согласовании осей, т. е. когда углы поворота их относительно некоторого начального положения одинаковы ($\alpha = \beta$). В этом случае на выходе усилителя отсутствует ток, вследствие чего двигатель не вращается.



Фиг. 224. Общая схема дистанционного следящего привода.

При изменении угла α возникает рассогласование. При этом на вход усилителя от приемника поступает напряжение, полярность которого (или фаза в случае переменного тока) зависит от направления изменения угла α. Усиленный ток с выхода усилителя питает двигатель, приходящий в этом случае во вращение и поворачивающий ось приемника в одном направлении с осью датчика. По восстановлении согласования напряжение на входе усилителя вновь становится равным нулю, и двигатель останавливается.

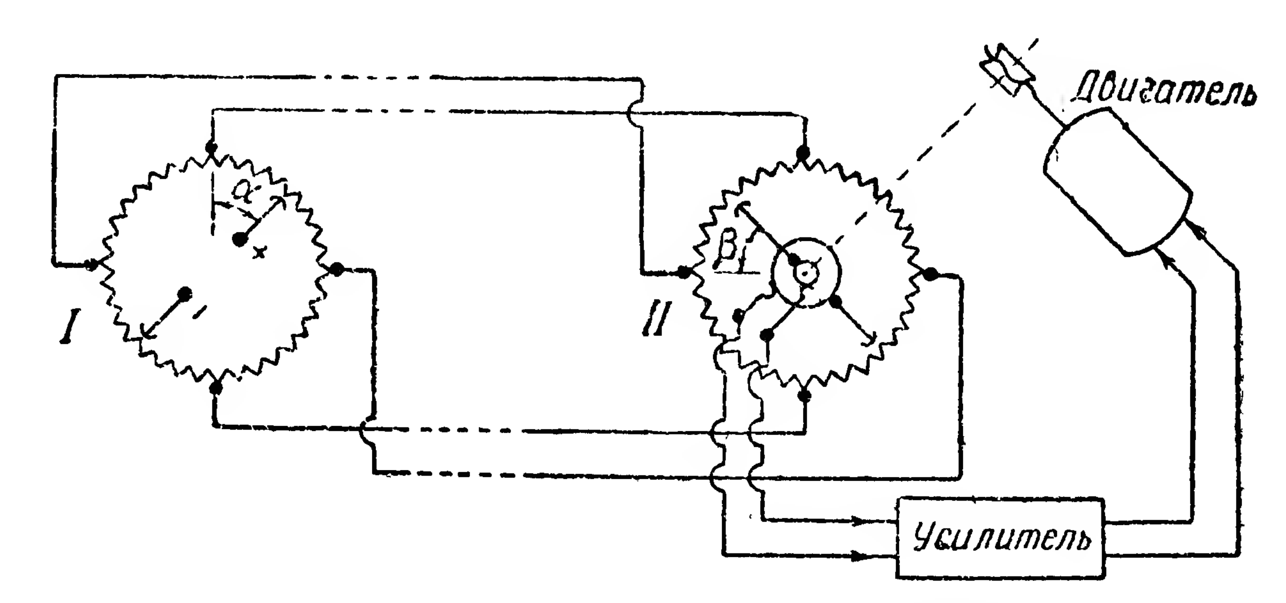
Таким образом, в системе дистанционного следящего привода автоматически устанавливается согласование осей, причем ось приемника поворачивается через редуктор двигателем, что позволяет получить любой вращающий момент.

На фиг. 225 изображена потенциометрическая схема дистанционного следящего привода, в которой роль датчика и приемника выполняют кольцевые потенциометры *I* и *II*.

К щеткам потенциометра-датчика *I* подводится постоянное или переменное напряжение. Щетки потенциометра *II*, который является приемником, соединяются со входом усилителя. На выходе усилителя включен реверсивный двигатель, направление вращения которого изменяется на обратное при изменении знака подводимого к нему напряжения.

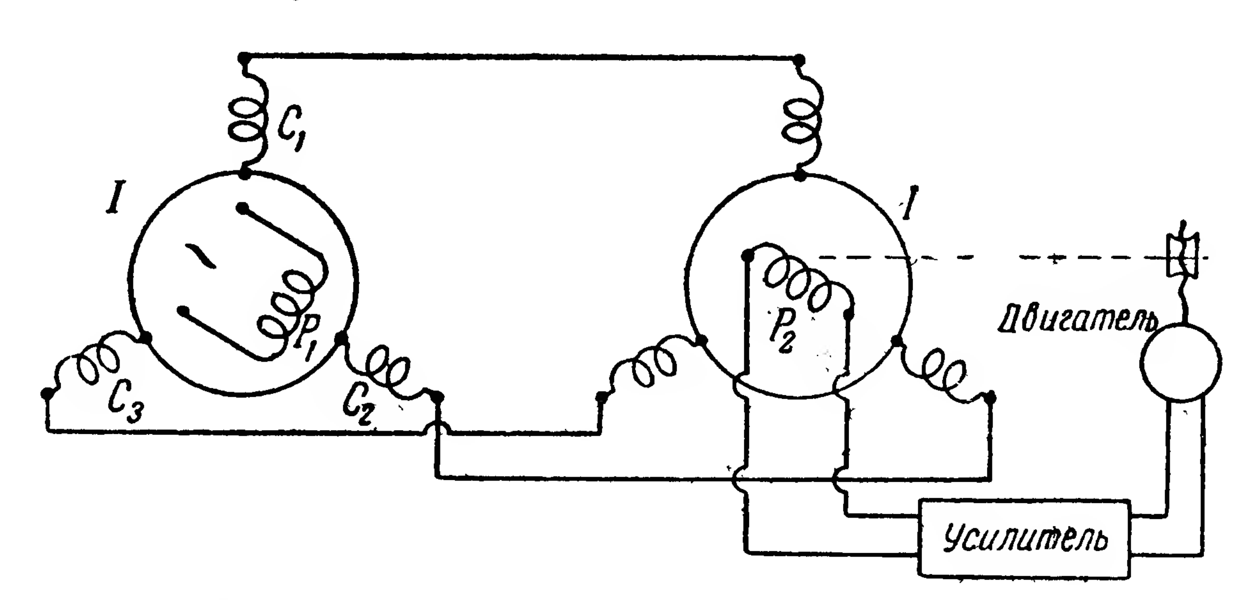
Ось двигателя соединена через редуктор с осью щеток потенциометра *II*. В определенном положении этих щеток напряжение между ними равно нулю, и двигатель не вращается. Такое положение называется нулевым. Каждому положению щеток потенцио-

метра *I* соответствует определенное нулевое положение щеток потенциометра *II*. При изменении положения щеток потенциометра *I* нулевое положение щеток потенциометра *II* поворачивается на такой же угол. При рассогласовании в цепи щеток потенциометра-приемника протекает ток, пропорциональный величине рассогласования. Направление тока зависит от того, в какую сторону произошло рассогласование.



Фиг. 225. Потенциометрическая схема дистанционного следящего привода.

При повороте щеток датчика на какой-либо угол двигатель начинает вращаться и поворачивает щетки приемника в новое нулевое положение, т. е. на такой же угол. Согласование в схеме (фиг. 225) достигается при $\alpha = \beta$.



Фиг. 226. Автосинная схема дистанционного следящего привода.

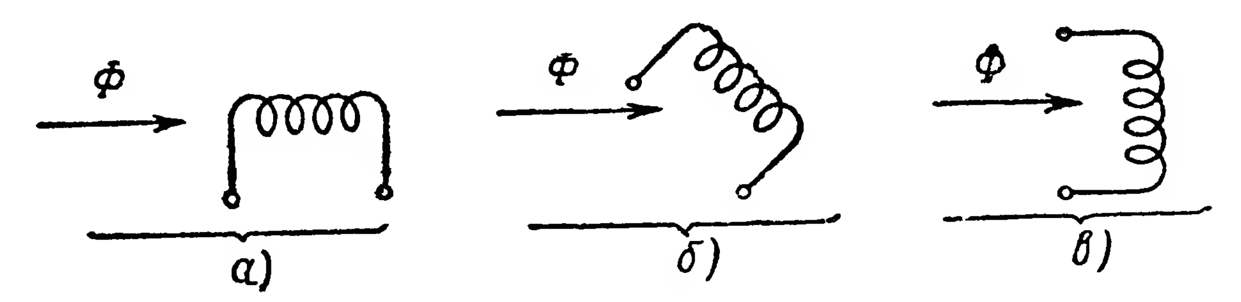
В потенциометрической системе дистанционного следящего привода можно применить и потенциометры не с четырьмя, а с тремя отводами, аналогичные датчику дистанционной передачи по схеме фиг. 202. В этом случае, однако, шкала приемника получается не вполне равномерной. Устанавливающийся угол поворота щеток β отличается от угла поворота щеток датчика α на величину до 2°.

Более широко, чем потенциометрические системы, применяются автосинные системы дистанционного следящего привода. Этому случаю соответствует схема, показанная на фиг. 226.

Автосин *I* является датчиком. К обмотке ротора этого автосина P_1 подведено напряжение от сети переменного тока. Магнитный

поток ротора пересекает обмотки статора C_1, C_2 и C_3 и индуктирует в них электродвижущие силы, зависящие по величине и знаку от углового положения ротора. Эти электродвижущие силы создают токи в обмотках статора автосина-приемника, благодаря чему в статоре возникают переменные магнитные потоки. Электродвижущие силы индуктивности в обмотках статора автосина-приемника распределены аналогично электродвижущим силам в обмотках статора автосина-датчика. Соответственно и магнитные потоки обмоток приемника, складываясь, дают суммарный магнитный поток, который действует по отношению к этим обмоткам под таким же углом, на который повернут магнитный поток (и создающий его ротор) в автосине-датчике.

Если повернуть на какой-либо угол ротор датчика, то суммарный магнитный поток в автосине-приемнике повернется на такой же угол. Этот магнитный поток Φ пересекает витки обмотки ротора автосина-приемника P_2 и индуктирует в обмотке электродвижущую



Фиг. 227. Различные положения ротора автосина по отношению к магнитному потоку статора.

силу. Она имеет наибольшую величину, когда линия полюсов ротора совпадает с направлением магнитного потока (фиг. 227,*а*) и уменьшается при повороте ротора из этого положения (фиг. 227,*б*).

Электродвижущая сила обмотки ротора P_2 действует на вход усилителя и вызывает ток на его выходе, достаточный для приведения во вращение двигателя. Двигатель через редуктор поворачивает ротор P_2 до тех пор, пока линия полюсов его не займет положение, перпендикулярное магнитному потоку Φ (фиг. 227,*в*). В этом положении магнитный поток не пересекает витки обмотки, и электродвижущая сила уменьшается до нуля. Соответственно прекращается и ток на выходе усилителя, в результате чего двигатель останавливается.

Таким образом, двигатель всегда устанавливает ротор автосина-приемника перпендикулярно магнитному потоку Φ.

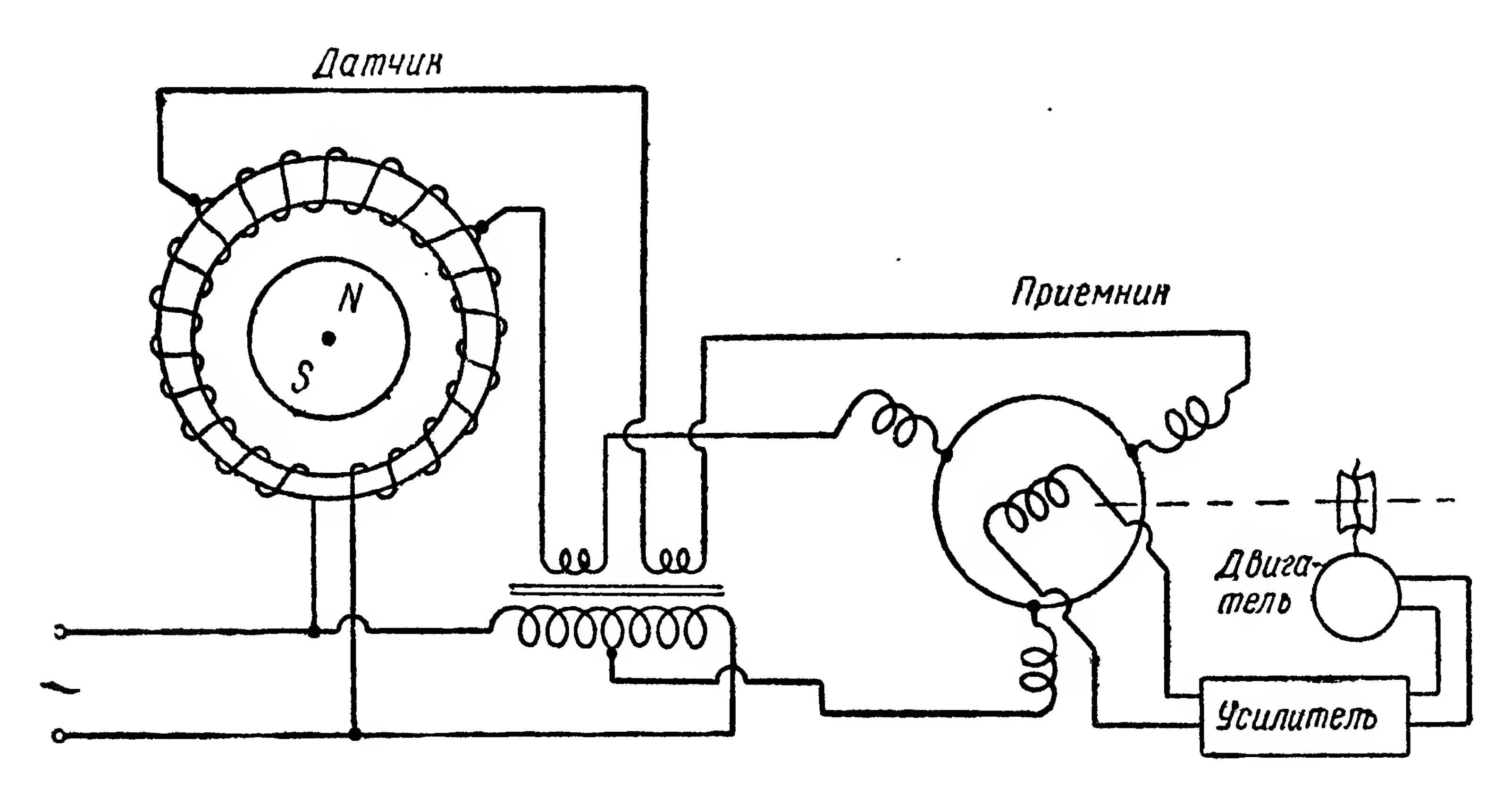
При всяком повороте ротора датчика P_1 магнитный поток поворачивается на такой же угол, а вслед за ним, оставаясь перпендикулярным потоку, поворачивается и ротор приемника P_2. Вместе с ротором P_2 двигатель поворачивает и присоединенную к оси автосина нагрузку.

Датчиком в системе дистанционного следящего привода может являться и магнесин. Как показано в § 16, принцип действия магнесинов аналогичен принципу действия автосинов, и различие между ними заключается лишь в способе создания переменного магнитного потока ротора.

Как и в автосине, в обмотке магнесина получаются три напряжения, величина которых зависит от углового положения ротора. Особенность этих напряжений состоит в том, что частота их изменения в два раза превышает частоту питающего переменного тока.

Если подвести эти три напряжения проводами к обмоткам статора автосина-приемника, как подводятся напряжения от автосина-датчика в схеме, показанной на фиг. 226, то будет обеспечено такое же действие, как и в автосинной системе дистанционного следящего привода. Однако просто заменить автосин в схеме фиг. 226 магнесином нельзя по следующим причинам:

а. К автосину приемника требуется подвести от датчика три провода, тогда как обмотка датчика-магнесина, как видно по фиг. 221, имеет четыре отвода.



Фиг. 228. Схема дистанционного следящего привода с магнесинным датчиком.

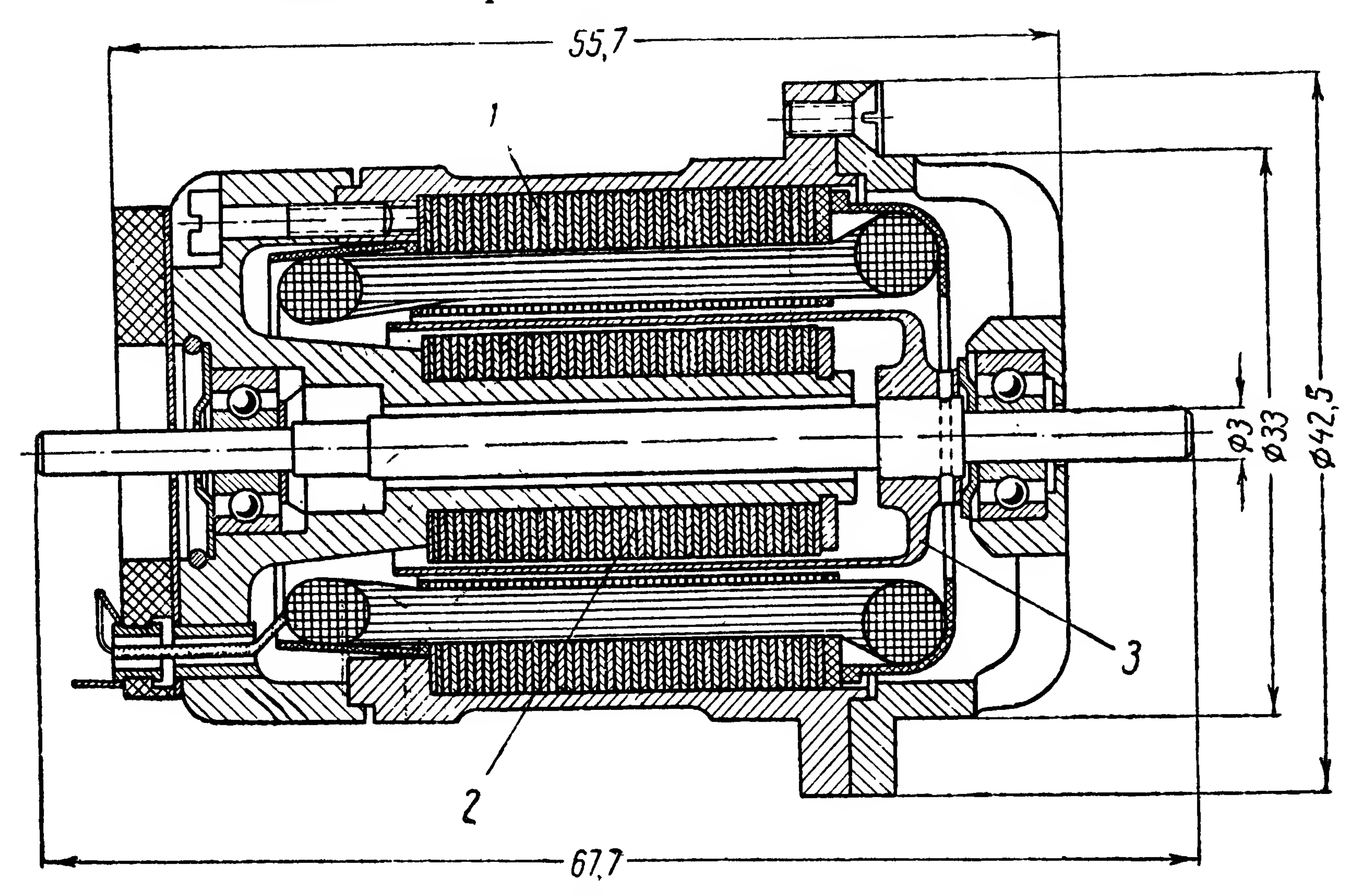
б. Наряду с напряжениями двойной частоты, созданными пульсирующим магнитным потоком ротора, в каждой секции обмотки магнесина имеется падение напряжения за счет питающего тока основной частоты, равное одной трети напряжения в сети.

Задача сводится, таким образом, к переходу от четырех проводов к трем и к компенсации в этих проводах напряжений основной частоты, с тем чтобы остались только рабочие напряжения двойной частоты, зависящие от углового положения магнита-ротора. Скомпенсировать напряжение нетрудно путем подачи в те же провода переменных напряжений такой же величины, но противоположной фазы. Для получения таких компенсирующих напряжений удобно использовать обычный трансформатор.

Распространенная схема дистанционного следящего привода с магнесинным датчиком, действующая совершенно аналогично схеме фиг. 226, изображена на фиг. 228. Как видно по фиг. 228, переход от четырех соединительных проводов к трем осуществляется путем присоединения третьего провода к средней точке первичной обмотки компенсирующего трансформатора.

Тип и параметры усилителя в устройствах дистанционного следящего привода зависят от типа датчика и приемника, от вида примененного тока (постоянный или переменный), от типа двигателя и от мощности двигателя.

Двигатель на схемах фиг. 225, 226 и 228 изображен условно. Практически применяются главным образом асинхронные двигатели переменного тока без скользящих электрических контактов и коллекторные двигатели постоянного тока с постоянным магнитом в статоре. Характерной особенностью двигателей, применяемых в следящих системах приборов, является их малая мощность и соответственно малые габариты.



Фиг. 229. Устройство двигателя переменного тока.

1—обмотка статора; *2*—магнитопровод; *3*—ротор.

Одна из распространенных конструкций двигателя переменного тока, применяемого в системе следящего привода, изображена на фиг. 229. Статор двигателя изготовляется, как и у большинства электрических машин, с обмоткой, уложенной в пазы железного пакета. Обмотка обычно выполняется двухфазной. Во внутренней расточке статора помещается цилиндрический стержень, состоящий, как и статор, из железных пластин. В зазоре между статором и внутренним стержнем вращается на оси алюминиевый стаканчик с тонкими стенками.

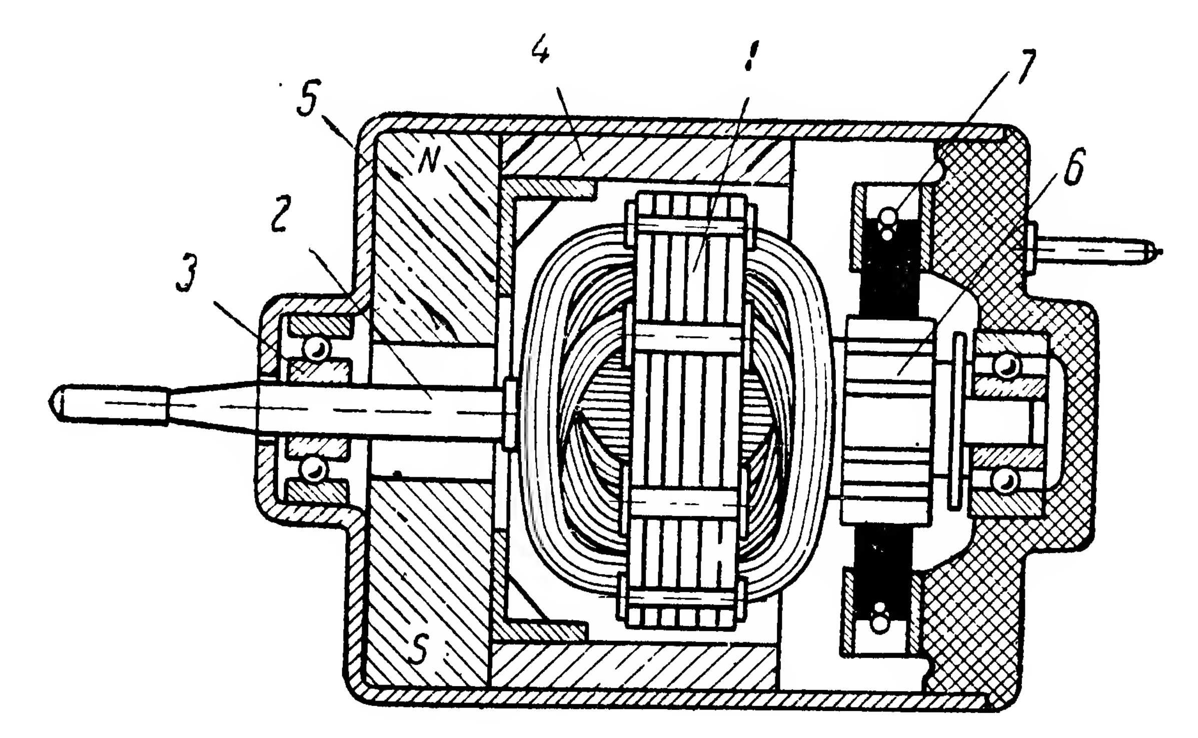
К обмотке статора подводится двухфазное переменное напряжение. При этом образуется вращающееся магнитное поле, которое индуктирует токи в стенках стаканчика и взаимодействует с этими токами, вызывая вращение ротора.

Напряжение к одной из фаз обмотки статора подводится непосредственно от сети переменного тока, а ко второй — с выхода усилителя. Когда знак напряжения на выходе усилителя изменяется

на противоположный, то изменяется и направление вращения магнитного поля статора, а с ним и направление вращения двигателя.

Наряду с описанной конструкцией применяются и асинхронные двигатели типа, наиболее распространенного в других областях техники; в этих двигателях ротор выполнен по типу «беличьей клетки». Такой двигатель более инерционен, так как вместе с обмоткой в нем вращается и железо ротора, тогда как в двигателе типа, показанного на фиг. 229, железо, находящееся внутри ротора, неподвижно и вращается только стаканчик, заменяющий обмотку.

Благодаря большему моменту инерции двигатель с ротором в виде «беличьей клетки» медленнее набирает обороты и медленнее останавливается, что нежелательно в быстродействующих устройствах.



Фиг. 230. Типовая конструкция двигателя постоянного тока.

1—ротор; *2*—ось; *3*—шарикоподшипники; *4*—полюсные наконечники; *5*—магнит; *6*—коллектор; *7*—щетки.

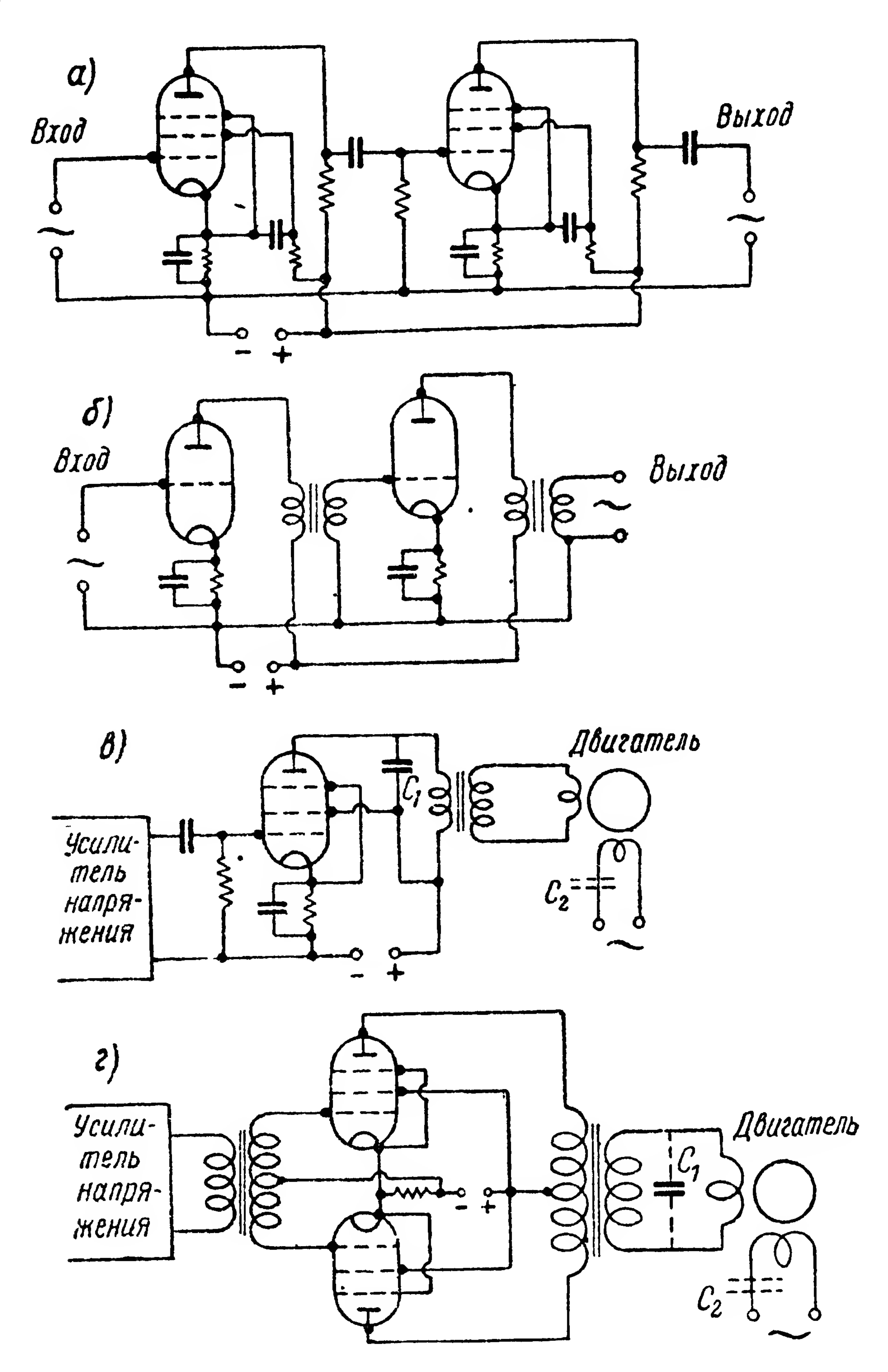
Типовая конструкция миниатюрного двигателя постоянного тока показана на фиг. 230. Обычный коллекторный ротор вращается на оси между дугообразными полюсными наконечниками из мягкого железа. Магнитное поле, необходимое для вращения ротора при протекании тока по его обмотке, создается постоянным магнитом, расположенным в торцевой части двигателя. Магнитный поток этого магнита замыкается через полюсные наконечники и ротор. Ток к ротору подводится через миниатюрные угольные щетки.

Из многих типов усилителей электрического тока наибольшее применение в системах дистанционного следящего привода авиационных приборов получили электронные усилители. Применяются также и магнитные усилители.

Электронные усилители используются обычно в случаях, когда датчик системы следящего привода питается от сети переменного тока.

Эти усилители принципиально не отличаются от применяемых в радиотехнике. Для усиления напряжения чаще всего служат усилители на сопротивлениях (фиг. 231,*а*) и трансформаторные усилители (фиг. 231,*б*). За усилителем напряжения следует усилитель мощности, задачей которого является получение тока достаточной

величины для питания двигателя. Для этой цели служат трансформаторные усилители (фиг. 231,*в* и *г*), причем коэффициент трансформации подбирается так, чтобы обеспечить получение наибольшей мощности от ламп. Конденсаторы C_1 настраивают обмотки трансформатора в резонанс на частоту питающего переменного тока, благода-



Фиг. 231. Схемы электронных усилителей напряжения (*а* и *б*) и мощности (*в* и *г*).

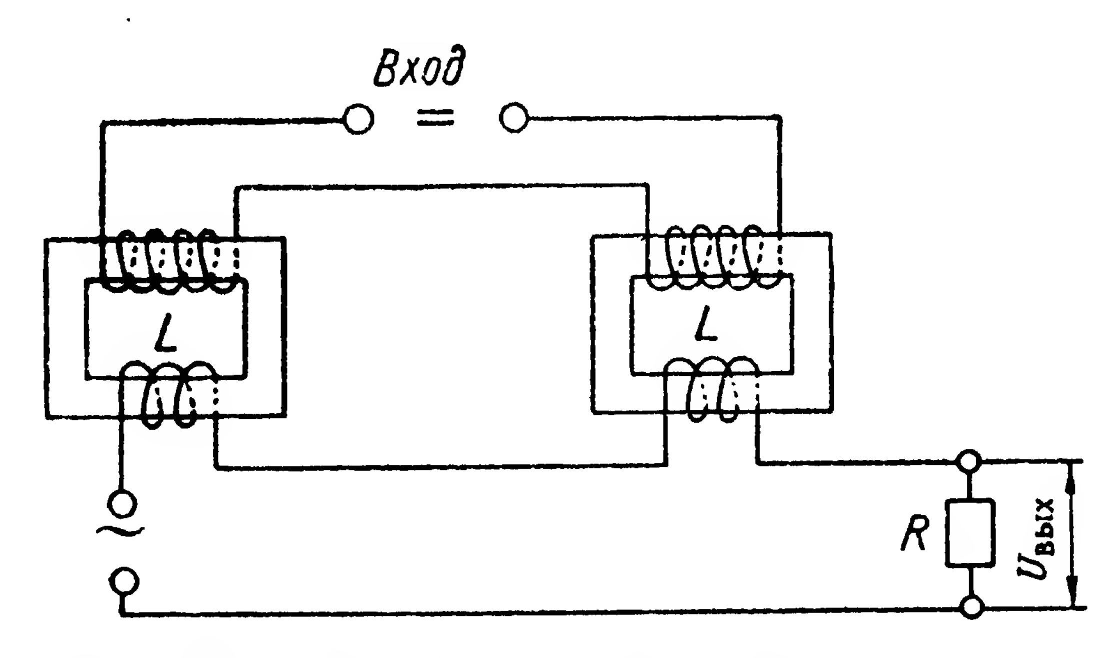
ря чему трансформатор представляет для лампы активное сопротивление. Конденсатор C_2 в цепи второй фазы двигателя, питаемого от данного усилителя, служит для получения сдвига фаз между токами в фазовых обмотках, необходимого для создания вращающегося магнитного поля.

В тех сравнительно редких случаях, когда в приборе, содержащем электронный усилитель, применен двигатель постоянного

тока, за усилителем следует выпрямитель переменного тока. Полярность постоянного напряжения на выходе этого выпрямителя должна зависеть от знака (фазы) переменного напряжения на его входе. Такие выпрямители называются фазовыми дискриминаторами.

После фазового дискриминатора мощность тока может дополнительно усиливаться магнитным или электромашинным усилителем. Последний встречается в устройствах следящего привода большой мощности, применяемых для управления агрегатами самолета, стрелковыми установками и т. п., а также в некоторых автоматических регуляторах.

Магнитные усилители позволяют получать на выходе постоянный или переменный ток, на вход же их требуется подводить постоянный ток.



Фиг. 232. Простейшая схема магнитного усилителя.

Схема простейшего магнитного усилителя показана на фиг. 232. В цепь переменного тока в этом случае включаются нагрузка, условно показанная на схеме в виде сопротивления R, и две катушки L с железными сердечниками. На тех же сердечниках имеются еще обмотки с большим количеством витков, по которым пропускается ток, подлежащий усилению. Обмотки постоянного тока включены так, чтобы переменные электродвижущие силы, индуктируемые в них переменными магнитными потоками катушек L, были взаимно противоположны по знаку, благодаря чему в источник усиливаемого постоянного тока не течет переменный ток.

Известно, что при намагничивании железного сердечника магнитные свойства его ухудшаются, что приводит к уменьшению индуктивности катушки, намотанной на этот сердечник. Поэтому индуктивность катушек L зависит от величины постоянного тока, подводимого к усилителю.

Если постоянный ток слаб или равен нулю, то сердечники не намагничены. При этом индуктивность катушек L велика, и они представляют собой большое сопротивление для переменного тока. В результате и ток в нагрузке R будет мал.

При увеличении постоянного тока на входе усилителя индуктивность катушек L уменьшается, и переменный ток в сопротивлении нагрузки R возрастает.

Если на выходе магнитного усилителя требуется получить постоянный, а не переменный ток, то приходится вводить в схему выпрямитель.

Практически применяемые схемы магнитных усилителей сложнее, чем показанная на фиг. 232, и весьма разнообразны. В этой книге они не рассматриваются.

Примером практического применения принципов дистанционного, следящего привода в авиационных приборах может служить электрический дистанционный гиромагнитный компас и дистанционный индукционный компас, подробно описанные в § 31.

В дистанционном гиромагнитном компасе ДГМК-3 (см. фиг. 380) применена потенциометрическая система дистанционного следящего привода, аналогичная показанной на фиг. 225.

В дистанционном индукционном компасе (см. фиг. 376) датчиком является индукционная система, подобная магнесину, приемник же действует совершенно так же, как в системах по фиг. 226 и 228.

§ 18. СВОЙСТВА И ХАРАКТЕРИСТИКИ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В ЭЛЕКТРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРАХ

Под электротехническими материалами принято понимать материалы, которые обладают особыми свойствами в отношении электрического и магнитного поля. Все электротехнические материалы, в том числе и применяемые в электроизмерительных приборах, подразделяются на три основные группы:

1. Проводниковые материалы — материалы, хорошо проводящие электрический ток.
2. Изоляционные материалы — материалы, практически не проводящие электрический ток.
3. Ферромагнитные материалы — материалы, отличающиеся хорошей проводимостью магнитного потока.

Проводниковые материалы

Проводниковые материалы делятся на материалы с малым удельным сопротивлением или собственно проводники и сплавы высокого сопротивления с удельным сопротивлением порядка 0,5—1 *ом мм²/м*.

Материалы с малым удельным сопротивлением

Такие материалы, важнейшими из которых являются медь и алюминий, идут главным образом на изготовление обмоточных проводов.

Медь. В электроизмерительных приборах применяются провода из мягкой, чистой электролитической меди с удельным сопротивлением 0,017241 *ом мм²/м*; температурный коэффициент меди равен примерно +4% на 10° С (точнее 4,4% в пределах температур от 0 до 100° С). Удельное сопротивление химически чистой меди равно 0,017 *ом мм²/м*; температурный коэффициент 0,00429; удельный вес 8,9 *г/см³*; температура плавления 1083° С.

Медные изолированные провода из мягкой (отожженной) меди диаметром от 0,02 *мм* идут на изготовление самых различных обмоток авиационных электрических приборов, употребляются для изготовления теплочувствительных элементов термометров сопротивления, а также широко применяются в качестве монтажного материала.

В зависимости от назначения медные провода применяются с эмалевой изоляцией (марка ПЭЛ-1), с одинарной шелковой изоляцией (ПШО) или с одинарной шелковой оплеткой поверх эмалевой изоляции (марка ПЭЛШО). Изоляция проводов последней марки отличается высоким качеством при малых толщине и весе.

Менее распространены провода с двойной шелковой изоляцией (ПШД) и с одинарной бумажной изоляцией.

В качестве монтажных и обмоточных проводов получают все большее применение провода с изоляцией из винифлекса.

Алюминий. Алюминий электротехнической марки А1 занимает второе после меди место по электрическим свойствам. Удельное сопротивление образцовой отожженной проволоки при 20° С равно 0,0282 *ом мм²/м*, обычной проволоки 0,0295 *ом мм²/м,* химически чистого алюминия 0,029 *ом мм²/м*. Температурный коэффициент алюминия в пределах температур от 0 до 100° С равен в среднем 0,00423, при температуре 20° С равен 0,0039 (для химически чистого алюминия — 0,00434), т. е. примерно такой же, как у меди. Удельный вес алюминия 2,6 *г/см³*. Температура плавления 659° С. Алюминиевая проволока с эмалевой изоляцией идет обычно на изготовление легких подвижных катушек.

Алюминиевая фольга, изготовляемая из первосортного электротехнического алюминия марки А-0, применяется для изготовления электрических конденсаторов.

Сплав алюминия — дуралюмин — находит широкое применение для различных деталей и корпусов авиаприборов.

Никель. Проволока из никеля употребляется для изготовления теплочувствительных элементов термометров сопротивления, для изготовления сопротивлений в схемах температурной компенсации. Удельное сопротивление никелевой проволоки при +20° С равно 0,09—0,12 *ом мм²/м*. Удельное сопротивление химически чистого никеля при той же температуре 0,07 *ом мм²/м*. Никель обладает более высокой антикоррозийной стойкостью, чем другие материалы, и одним из наиболее высоких температурных коэффициентов сопротивления, равным в диапазоне температур от 0 до 100° С в среднем 0,00621 (для химически чистого никеля 0,00634). Удельный вес никеля 8,9 *г/см³*. Температура плавления 1452° С.

Сплавы высокого сопротивления

Из сплавов высокого сопротивления наибольшее распространение в приборостроении имеют манганин и константан. Эти материалы идут на изготовление добавочных сопротивлений и шунтов, реостатов и потенциометров датчиков авиаприборов, на изготовление сопротивлений мостовых схем и т. д. Характерной особенностью этих материалов является очень малая величина температурного коэффи-

циента сопротивления. Практически считается, что сопротивление манганина и константана не изменяется при изменении температуры. Обмоточные провода из манганина и константана обычно имеют эмалевую изоляцию и маркируются соответственно ПЭМ (провод эмалированный манганиновый) или ПЭК.

Манганин представляет собой сплав меди, марганца и никеля. Процентное содержание компонентов, колеблющееся в зависимости от сорта, сильно влияет на электротехнические данные манганина. Удельное сопротивление манганина принимается равным 0,42—0,45 *ом мм²/м,* температурный коэффициент сопротивления от 0,00001 до 0,00002. Манганин допускает лишь малый нагрев: при температурах свыше 100—120° С свойства его изменяются. Температура плавления манганина 910° С.

Константан — сплав меди и никеля. Примерный состав: 60% меди и 40% никеля. Удельное сопротивление 0,49—0,51 *ом мм²/м* при температуре +20° С. Температурный коэффициент сопротивления отрицательный, примерно в два раза больше, чем у манганина, и равен 0,00003—0,00005. Константан допускает больший нагрев,— максимальная рабочая температура его равна 500° С. Температура плавления 1200° С. В паре с медью константан дает высокую термоэлектродвижущую силу, доходящую до 3,5 *мв* при разности температур холодного и горячего спаев в 100° С. Благодаря этому он находит применение для изготовления термопар (медь—константан), но вследствие этого же применение его для других целей ограничено.

Нихром — сплав никеля и хрома. Удельное сопротивление при температуре +20° С равно 1,10 *ом мм²/м,* т. е. гораздо выше, чем у манганина и константана. Нихром имеет высокую максимальную рабочую температуру, равную 1000° С. Нихром менее стабилен по температуре, чем манганин или константан; его температурный коэффициент равен 0,00011, что примерно в 40 раз меньше, чем у меди. Температура плавления нихрома 1550° С.

Изоляционные материалы

Авиационные приборы должны нормально работать в сложных и самых разнообразных условиях высоких и низких температур, повышенной влажности, большой разреженности воздуха. Поэтому к изоляционным материалам, наиболее подверженным влиянию этих условий, предъявляются высокие требования. Изоляционные материалы должны обладать: 1) высокой электрической прочностью на пробой, высоким и неизменяющимся электрическим сопротивлением; 2) теплостойкостью; 3) негигроскопичностью; 4) хорошей механической прочностью; 5) легкой обрабатываемостью; 6) дешевизной. Всеми этими качествами не обладает ни один изоляционный материал; этим объясняется обилие изоляционных материалов, применяемых в приборостроении для различных целей. Мы остановимся на наиболее распространенных материалах, используемых в авиационном приборостроении.

Текстолит. Изготовляется горячей прессовкой из сложенных в стопку листов хлопчатобумажной ткани, пропитанной бакелитовым

лаком, и выпускается в виде листов, круглых штырей и трубок. Отличается высоким поверхностным сопротивлением (порядка 10^{11} *ом/см*) и прочностью на пробой. Теплостоек (выдерживает температуру до 120° С), обладает хорошими механическими свойствами. Легко обрабатывается. Идет на изготовление изоляционных оснований приборов, каркасов сопротивлений и т. д.

Гетинакс. Представляет собой сложный изоляционный материал из особого сорта прочной бумаги, пропитанной бакелитовой смолой и спрессованной при высокой температуре. Изготовляется в виде тонких листов или в виде пластин различной толщины. Так же как и текстолит, гетинакс широко применяется для каркасов катушек сопротивления, в качестве прокладочного изоляционного материала и т. п. По своим изоляционным свойствам гетинакс хуже, чем текстолит. Он более гигроскопичен, более чувствителен к поверхностным электрическим разрядам, под действием которых поверхность его обугливается и теряет электроизоляционные свойства. Электрическое сопротивление гетинакса вдоль листа в несколько раз меньше, чем поперек волокна бумаги.

Эбонит. Состоит примерно из 70% каучука (сырой резины) и 30% серы. Обладает высокими электрическими свойствами: поверхностное сопротивление полированного эбонита равно примерно 10^{15} *ом/см*, пробивное напряжение 10—15 *кв/мм*. Негигроскопичен, но имеет малую механическую прочность и теплостойкость (допускает нагрев не свыше 50° С); кроме того, подвержен разлагающему действию света. Эбонит идет на изготовление отдельных ненагруженных деталей.

Пластмассы являются весьма распространенным не только изоляционным, но и поделочным материалом, идущим на изготовление отдельных деталей и корпусов приборов. Материалом для изготовления пластмассовых деталей служат пресспорошки, состоящие из пластических веществ (карболит, бакелит, редманол) и наполнителей. В качестве наполнителей используют древесную муку, тальк, мел, каолин и другие подобные материалы. Порошок засыпают в прессформу нужного очертания и спрессовывают при высокой температуре. После охлаждения из прессформы вынимают готовую деталь. В пластмассовые детали можно впрессовать металлические детали: контакты, крепежные гайки и т. д.

Пластмассы обладают высоким объемным (10^{10}—10^{13} *ом/см*) и поверхностным (10^{11}—10^{14} *ом/см*) сопротивлением. Пробивное напряжение составляет примерно 15—40 *кв/мм*. Пластмассы выдерживают температуру до 100—120° С, негигроскопичны; недостатком является хрупкость.

Изоляционные лаки из шеллака, бакелита, хлорвинила, целлюлозы широко применяются в приборостроении для пропитки обмоток и покрытия деталей в целях повышения их изоляционных свойств.

Стеклянное волокно. Трудами лауреатов Сталинской премии М. Г. Черняка, М. С. Аслановой, С. И. Иоффе, С. Н. Беляева и Г. М. Холмогорова в Советском Союзе разработан метод промыш-

ленного производства нового замечательного изоляционного материала — стеклянного волокна.

Изготовляемые из стеклянного волокна изоляционные ткани и ленты обладают высокой механической прочностью, теплостойкостью (до 145° С), малой гигроскопичностью, хорошей химической стойкостью. Ткани и ленты из стеклянного волокна можно изготовлять весьма тонкими (не более 0,1 *мм*). Благодаря этим качествам стеклоткань находит все большее применение для изоляции проводов (марки ПСД, ПСО, ПЭТСО) и для других целей.

Ферромагнитные материалы

Ферромагнитные материалы делятся на две подгруппы: материалы с малой коэрцитивной силой, называемые иногда магнитномягкими материалами, и материалы с большой коэрцитивной силой, называемые магнитнотвердыми материалами.

Впервые в истории электротехники классический, действительно научный метод исследования свойств ферромагнитных материалов, который открыл возможность создания новых материалов и используется по настоящее время, был разработан величайшим физиком XIX века русским ученым А. Г. Столетовым в его докторской диссертации «Исследование функции намагничения мягкого железа».

Советские ученые и исследователи внесли крупный вклад в дело создания отечественных высококачественных ферромагнитных материалов.

Магнитные материалы с малой коэрцитивной силой

Эти материалы характеризуются высокой магнитной проницаемостью, поэтому для их намагничивания требуется очень небольшая напряженность магнитного поля. Но намагниченность их неустойчива; они легко перемагничиваются, и остаточный магнетизм весьма незначителен. Магнитномягкие материалы обладают высоким удельным сопротивлением электрическому току. Благодаря этим свойствам магнитномягкие материалы широко применяются для изготовления магнитопроводов электромагнитов, статоров и роторов автосинов, а также для приборов, у которых сердечники магнитопровода должны обладать малым магнитным сопротивлением, чтобы уменьшить потребляемую мощность, и малой коэрцитивной силой (характеризующей остаточный магнетизм), чтобы уменьшить потери в сердечнике при перемагничивании. Высокое удельное электрическое сопротивление материалов способствует уменьшению потерь на вихревые токи. Наиболее распространенными магнитномягкими материалами являются мягкое железо, сплавы Армко, пермаллой, гиперник и др.

Мягкое железо представляет собой химически чистое железо с очень малым содержанием углерода. Относительная магнитная проницаемость его при состоянии, близком к насыщению, равна примерно 4000—5000. Коэрцитивная сила равна от 0,5 до 2 эрстед (0,0005—0,002 *а/м*). Удельное сопротивление 0,1—0,2 *ом мм²/м*. Полное магнитное насыщение наступает при напряженности магнитного

поля в 5—10 эрстед (для обычного железа насыщение наступает при напряженности поля в несколько сот эрстед).

Электротехническая или трансформаторная сталь представляет собой сплав железа с кремнием (обычно 4% Si). Такая сталь широко применяется в виде листового материала для изготовления сердечников электромагнитов, трансформаторов, электрических машин и т. д. По магнитным свойствам она не уступает мягкому железу, но в то же время обладает более высоким (до 0,5 *ом мм²/м*) удельным сопротивлением.

Сплавы железа с никелем, присадка которого колеблется от 50 до 78%, получили общее название пермаллоев. Пермаллои, как магнитномягкие материалы, характеризуются чрезвычайно высокими магнитными свойствами. Относительная магнитная проницаемость у некоторых сплавов достигает 60 000, коэрцитивная сила не более 0,5 эрстед (0,0005 *а/м*), удельное электрическое сопротивление 0,5—0,55 *ом мм²/м*. Например, сплав пермаллой, имеющий химический состав: 78,5% Ni; 18% Fe; 3% Mo; 0,5% Mn, обладает следующими свойствами:

— относительная максимальная магнитная проницаемость 50 000;
— напряженность поля при μ_{max}—0,09 эрстед (0,00009 *а/м*);
— магнитная индукция при μ_{max}—4500 гаусс (0,45 *в сек/м²*);
— индукция при насыщении — 9000 гаусс (0,9 *в сек/м²*);
— коэрцитивная сила (H_c) — 0,035 эрстед;
— удельное сопротивление — 0,55 *ом мм²/м*.

Благодаря своим свойствам пермаллои получают все более широкое применение в приборостроении для изготовления магнитопроводов, вытесняя другие магнитномягкие материалы.

Высококоэрцитивные магнитные материалы

Эти материалы идут на изготовление постоянных магнитов. Они характеризуются высокой магнитной индукцией при насыщении и свойством сохранять эту индукцию длительное время, так как обладают большей коэрцитивной силой. Чем выше остаточная магнитная индукция после насыщения при намагничивании и чем больше коэрцитивная сила, тем выше качество магнитнотвердого материала.

К числу высококоэрцитивных материалов относятся вольфрамовые, хромистые, кобальтхромистые, кобальтовые стали. В авиационном приборостроении эти стали вытеснены сплавами альни (железо, алюминий, никель), альниси (железо, алюминий, никель, кремний), альнико (железо, никель, алюминий, кобальт, медь). Эти сплавы, созданные советскими учеными, обладают несколько меньшей остаточной индукцией, чем вольфрамовые и хромистые стали (0,4—0,7 *в сек/м²* вместо 0,9—1,0 *в сек/м²*), но зато несравненно большей коэрцитивной силой (0,5—0,8 *а/м* вместо 0,060—0,070 *а/м*), что обеспечивает полную неизменность их магнитодвижущей силы длительное время, несмотря на тяжелые условия работы приборов на самолете. Советский сплав магнико, содержащий 24% кобальта, 13% никеля, 8% алюминия и 3% меди, отличается еще более высокими свойствами; остаточная индукция его ~125 *в сек/м²* при коэр-

цитивной силе ~0,55 *а/м*. Недостатком железо-никель-алюминиевых сплавов является весьма трудная обрабатываемость: они чрезвычайно тверды и хрупки, поэтому магниты нужной формы из них отливаются и обрабатываются только шлифованием.

Широкое применение нашли магниты из порошкообразных магнитных материалов, полученных прессованием, подобно деталям из пластмасс. Магнитные порошки из высококоэрцитивных сплавов связываются лаками или спекаются. Этот способ широко используется при изготовлении подвижных магнитов для логометров.

Глава IV

КОНТРОЛЬ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

§ 19. ИЗМЕРЕНИЕ ДАВЛЕНИЙ В ТОПЛИВНОЙ И МАСЛЯНОЙ СИСТЕМАХ АВИАДВИГАТЕЛЯ

Для измерения давления топлива, поступающего в карбюраторы (или к форсункам), и давления масла в главной масляной магистрали двигателя на современных самолетах применяются электрические или гидравлические дистанционные манометры и манометры с электрической дистанционной передачей показаний.

Гидравлические дистанционные манометры

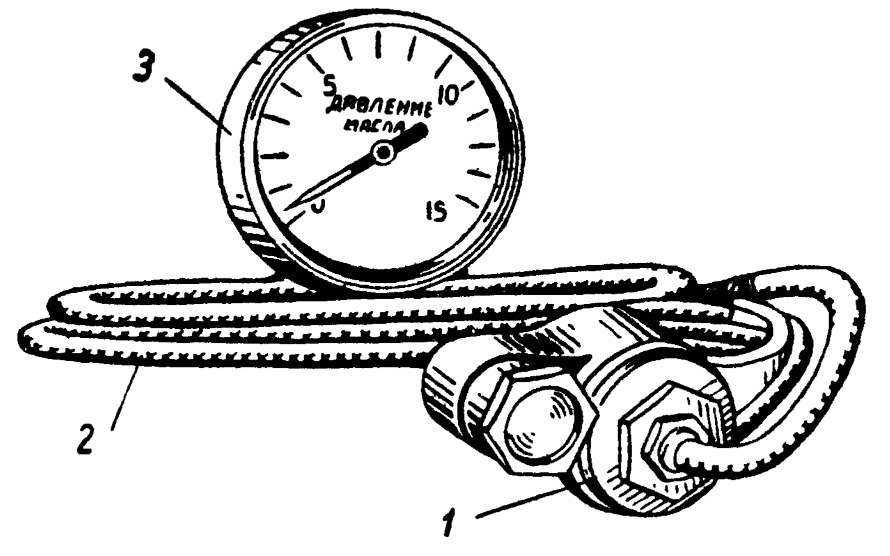
Гидравлические дистанционные манометры предназначаются для измерения давления масла или топлива.

Всякий гидравлический дистанционный манометр состоит из трех неразъемных частей (фиг. 233):

— приемника *1*,

— гидравлической линии передачи *2* (обычно представляющей собой капиллярный трубопровод),

— указателя *3* — пружинного манометра.



Фиг. 233. Гидравлический дистанционный манометр с приемником.

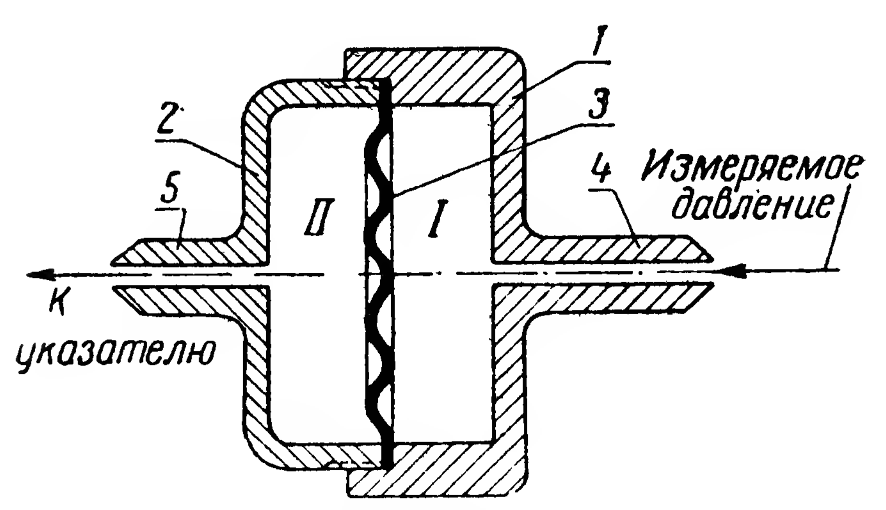
1—приемник; *2*—капиллярный трубопровод; *3*—указатель.

Приемник гидравлического манометра (фиг. 234) не является обычным приемником дистанционного прибора, т. е. преобразователем измеряемого давления во вспомогательную величину, удобную для передачи на расстояние. Он лишь разделяет испытуемое тело (масло или топливо) от передающего тела, заполняющего линию передачи.

При измерении давления пружинным манометром нежелательны какие-либо промежуточные звенья между прибором (в данном случае указателем) и испытуемым телом. Наименьшая погрешность измерения может быть достигнута, если, например, масло или топливо подается по трубопроводу большого сечения (для уменьшения гид-

равлических потерь) непосредственно к прибору. Но такая схема измерения неудовлетворительна, так как при повреждении проводки к манометру топлива может возникнуть пожар, при низких же температурах масло в трубопроводе к манометру может загустеть или даже замерзнуть; кроме того, при повреждении проводки к манометру масло может вытечь.

Для уменьшения погрешности измерения с помощью дистанционного манометра конструкцию его приемника стремятся выполнить таким образом, чтобы разделитель, служащий герметичной перегородкой между полостями *I* и *II*, т. е. между испытуемой и передающей жидкостями, обладал возможно меньшей упругостью. Лучшим разделителем следует считать такой, который практически не создает упругого противодействия измеряемому давлению.



Фиг. 234. Схема приемника гидравлического манометра.

I—полость, заполняемая жидкостью, давление которой измеряется; *II*—полость, заполняемая передающей жидкостью.
1—корпус; *2*—крышка; *3*—мембрана или сильфон (разделитель); *4*—штуцер подвода измеряемого давления (входной штуцер); *5*—штуцер присоединения линии передачи (выходной штуцер).

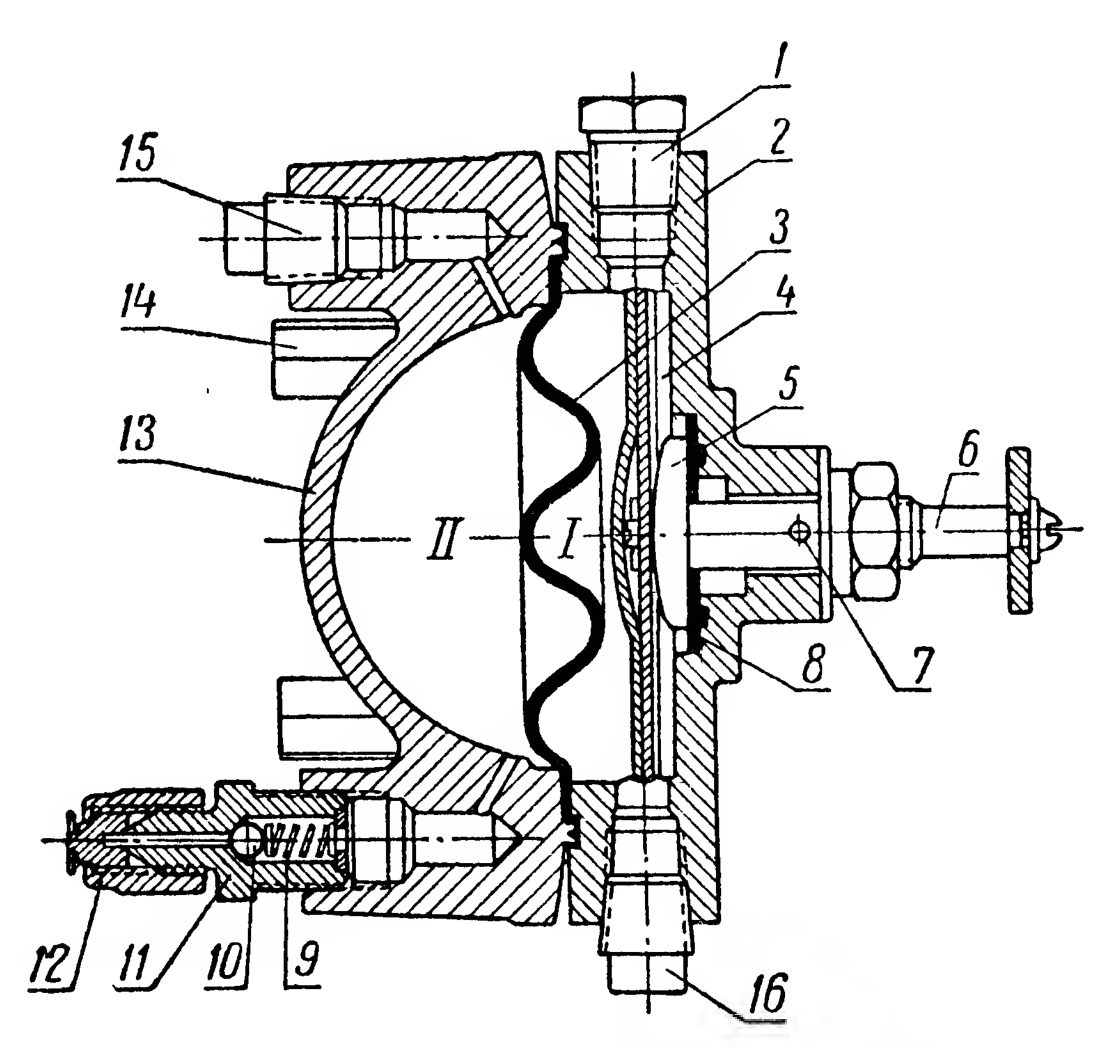
Объясняется это следующим.

Полость *II* приемника, линия передачи (трубопровод) от приемника до указателя и внутренняя полость чувствительного упругого элемента указателя заполняются передающей жидкостью (обычно толуолом) и герметически закупориваются. Вследствие несжимаемости жидкости малейшее давление, воспринимаемое разделителем, тотчас передается указателю. Если разделитель не обладает упругостью, то давление, воспринятое упругим элементом указателя, в точности будет соответствовать давлению, воспринятому разделителем, т. е. измеряемому давлению. Если разделитель обладает упругостью, то в приборе будут два элемента, создающие противодействие измеряемому давлению. На первый взгляд это никак не отразится на точности измерения: упругость разделителя прибавится к упругости чувствительного элемента указателя, и прибор как бы будет иметь один элемент, создающий противодействующее усилие. Так оно и было бы, если бы можно было не учитывать влияния температуры. Прибор градуируется при температуре +20° С. При других температурах передающая жидкость сжимается или расширяется. Если разделитель неупругий, то изменение объема передающей жидкости вызовет лишь его деформацию и не внесет погрешностей в показания прибора. Если разделитель обладает упругостью, то изменение объема передающей жидкости повлечет за собой не только его деформацию, но и деформацию чувствительного элемента указателя, что приведет к возникновению дополнительной температурной погрешности.

Обычно разделители приемников манометров бензина изготовляются в виде пакета из двух тонкостенных мембранных коробок, а разделители приемников манометров масла — в виде цилиндриче-

ской мембранной коробки с несколькими волнами гофра (так называемый сильфон). Внутренняя полость этих разделителей соединяется с линией передачи.

Такие разделители обладают упругостью, хотя и значительно меньшей, чем упругость чувствительных элементов указателей. Поэтому для уменьшения дополнительной температурной погрешности, вызываемой расширением передающей жидкости, стремятся сократить объем жидкости в линии передачи. Этим объясняется применение в качестве линии передачи капиллярных трубопроводов.



Фиг. 235. Конструкция приемника гидравлического манометра с неупругим разделителем (мембраной из бензо-маслостойкой резины).

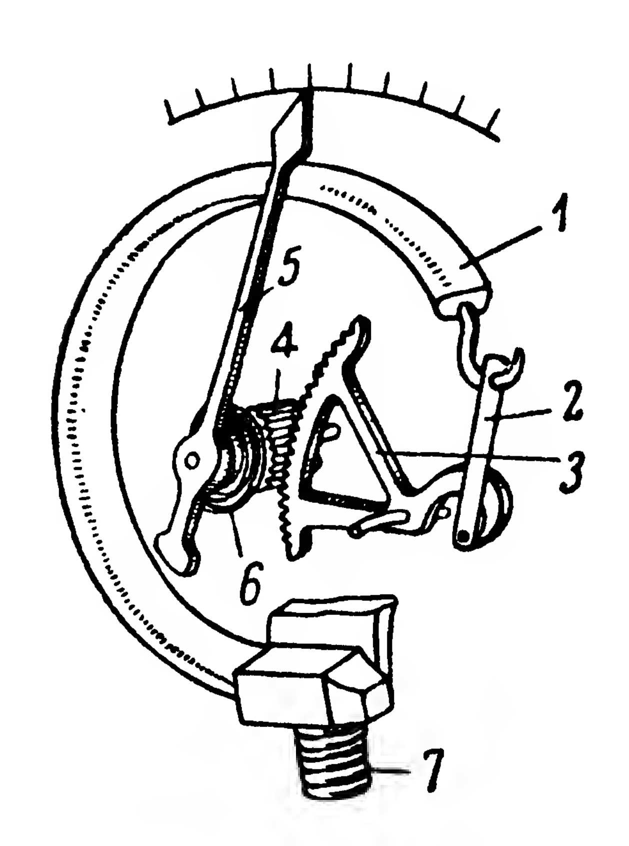
1—резьбовая пробка; *2*—крышка; *3*—мембрана из бензо-маслостойкой резины; *4*—диск; *5*—грибок штока; *6*—шток вспомогательного устройства для удерживания мембраны в нейтральном положении при заполнении линии передачи; *7*—запорный штифт вспомогательного устройства; *8*—резиновая прокладка; *9*—пружина зарядного клапана; *10*—шарик; *11*—корпус зарядного клапана; *12*—колпачок; *13*—крышка; *14*—стойки; *15*—штуцер для присоединения трубопровода линии передачи; *16*—штуцер подвода измеряемого давления.

Рассмотренная дополнительная температурная погрешность может быть больше или меньше в зависимости от соотношения упругостей разделителя приемника и чувствительного элемента указателя. Чем больше упругость чувствительного элемента при той же упругости разделителя, тем погрешность будет меньше. Существуют манометры бензина и масла, у которых разделители изготовляются из бензо- и маслостойкой резины и практически не обладают упругостью (фиг. 235). Применение неупругого разделителя позволяет также изготовить прибор с одним приемником и несколькими указателями.

Линия передачи. Под линией передачи гидравлических дистанционных манометров подразумевается трубопровод, соединяющий внутренние полости разделителя приемника и чувствительного элемента указателя и заполненный передающей жидкостью. Для умень-

шения температурной погрешности измерения у манометров с упругим разделителем линия передачи выполняется в виде капиллярного трубопровода, т. е. трубопровода с малым внутренним диаметром (обычно 0,35—0,5 *мм*).

Если в приемнике дистанционного манометра применен неупругий разделитель, то линией передачи служит не капиллярный, а обычный трубопровод с внутренним диаметром 6—8 *мм*. Передающим телом остается толуол или другая жидкость, замерзающая при низких температурах. Такая линия передачи значительно повышает эксплуатационные качества прибора. Капиллярный трубопровод, несмотря на защиту его металлической оплеткой («броней»), специальные усиления в местах вывода из приемника, тщательную прибортовку, все же оказывается недостаточно надежным в эксплуатации, довольно часто ломается от вибрации и легко выходит из строя при неосторожном обращении.



Фиг. 236. Принципиальная схема устройства манометра с чувствительным элементом в виде трубчатой пружины.

1—трубчатая пружина; *2*—тяга; *3*—зубчатый сектор; *4*—трибка; *5*—указательная стрелка; *6*—плоская спиральная пружина (волосок) для выбирания люфтов в передающем механизме; *7*—штуцер подвода измеряемого давления.

Указатель дистанционного манометра представляет собой показывающий пружинный манометр. Он состоит из трех основных частей:

а) чувствительного (упругого) элемента;

б) множительно-передаточного механизма;

в) отсчетного приспособления.

Чувствительный или упругий элемент является воспринимающей частью манометра, создающей усилие, противодействующее измеряемой величине. По степени деформации упругого элемента можно судить о величине измеряемого давления. Конструктивно чувствительные элементы манометров выполняются в виде трубчатых пружин (фиг. 236) и реже в виде манометрических коробок (фиг. 237).

Множительно-передаточный механизм пружинного манометра предназначен для:

— передачи указательной стрелке отсчетного приспособления движения свободного конца трубчатой пружины или подвижного жесткого центра манометрической коробки;

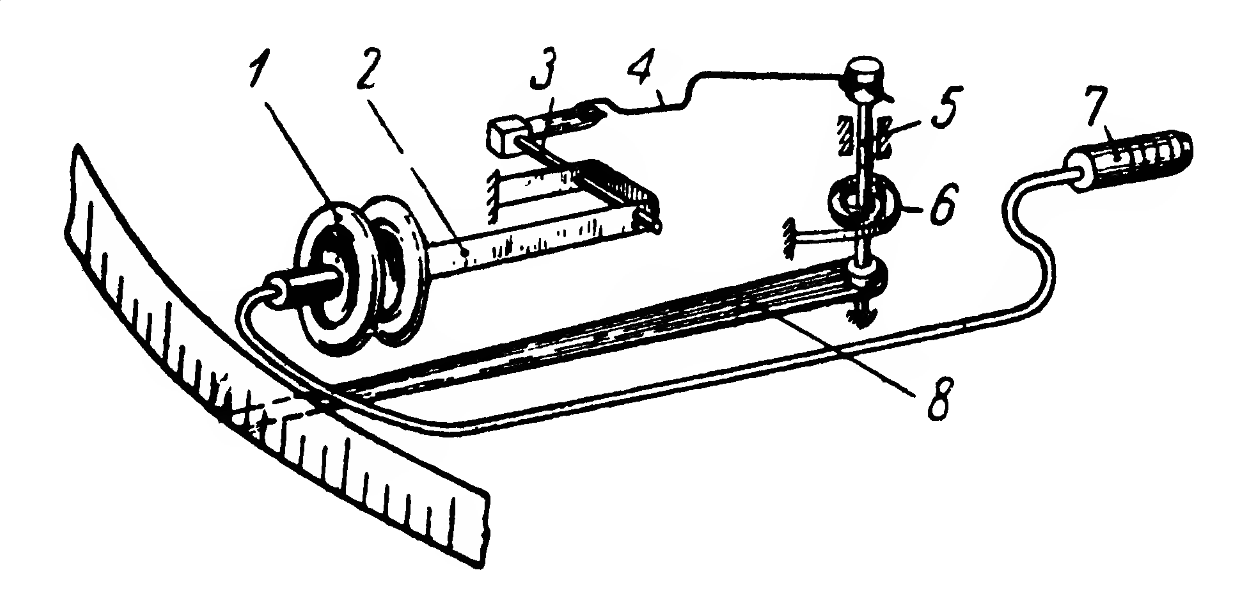
— увеличения (умножения) малых перемещений свободного конца трубчатой пружины или подвижного жесткого центра манометрической коробки в заметные для визуального отсчета перемещения указательной стрелки;

— обеспечения регулировки уже изготовленного прибора.

В сочленениях звеньев передающего механизма всегда имеются некоторые зазоры (люфты). Постоянство передаточного числа механизма и отсутствие свободного «болтания» стрелки может быть обеспечено только в том случае, когда эти люфты будут выбраны

и во всех сочленениях звенья будут односторонне прижиматься одно к другому. Для этой цели в пружинных манометрах предусмотрена плоская спиральная пружина (волосок), упругость которой значительно меньше упругости чувствительного элемента, но достаточна для преодоления сил трения в передающем механизме и для прижимания одного звена к другому в каждом сочленении. Один конец волоска прикрепляется к неподвижной части прибора, другой — к оси указательной стрелки.

Отсчетное приспособление указателя состоит из односторонней шкалы и указательной стрелки. Шкала обычно делается круговой концентричной (фиг. 236) и иногда горизонтальной, профильной (фиг. 237).



Фиг. 237. Принципиальная схема пружинного манометра с чувствительным элементом в виде сдвоенной манометрической коробки и с горизонтальной профильной шкалой.

1—сдвоенная манометрическая коробка; *2*—качалка; *3*—поводок; *4*—тяга; *5*—ось стрелки; *6*—плоская спиральная пружина (волосок) для выбирания люфтов в передающем механизме; *7*—штуцер подвода измеряемого давления; *8*—указательная стрелка.

В зависимости от назначения прибора корпус указателя гидравлического манометра выполняется или герметичным, или, в соответствии с общими требованиями к авиационным приборам, только брызгонепроницаемым. Герметичным корпус делается в тех случаях, когда необходимо знать величину измеряемого давления не относительно окружающей атмосферы, а относительно давления среды, в которую испытуемая жидкость поступает. Например, если нагнетатель авиационного двигателя установлен до карбюратора, то желательно, чтобы манометр бензина показывал давление, под которым бензин поступает в карбюратор, относительно давления наддува, создаваемого нагнетателем. В этих случаях применяется манометр бензина с герметичным корпусом и в корпус подается давление, равное давлению воздуха в камере карбюратора.

Принцип измерения гидравлическим дистанционным манометром заключается в следующем. Приемник манометра устанавливают в месте, где необходимо измерять давление, указатель — в кабине самолета. Давление испытуемой жидкости воспринимается разделителем приемника и через передающую жидкость поступает во внутреннюю полость чувствительного элемента указателя, вызывая его де-

формацию. Перемещения свободного конца трубчатой пружины или подвижного жесткого центра манометрической коробки, вызванные этой деформацией, пропорциональны разности давлений внутри и вне чувствительного элемента. Множительно-передаточный механизм выполняется так, что угол отклонения указательной стрелки связан с движением упругого элемента вполне определенной, однозначной функциональной зависимостью. Следовательно, по углу отклонения указательной стрелки можно получить вполне определенное представление об измеряемом давлении.

Погрешности измерения гидравлическими дистанционными манометрами обусловливаются инструментальными, температурными погрешностями приборов и погрешностями отсчета. Методические погрешности отсутствуют.

Инструментальные погрешности манометров складываются из:

— шкаловых погрешностей;

— погрешностей трения;

— погрешностей остаточной деформации чувствительного элемента указателя (вариация).

Меры, принимаемые для уменьшения этих погрешностей, те же, что и для всех авиационных приборов. Специальных приспособлений для компенсации температурной погрешности в авиационных гидравлических манометрах, предназначенных для измерения давления топлива или масла, обычно не делают.

В зависимости от типа гидравлических дистанционных манометров основная погрешность приборов колеблется от $\pm 2{,}5$ до $3{,}5\%$; вариация обычно не превышает основной погрешности.

Электрические манометры

Электрическими манометрами считаются манометры со следующими принципиальными схемами:

а) измеряемое давление воспринимается тарированным упругим чувствительным элементом, а степень деформации этого элемента измеряется на расстоянии электрическим методом;

б) давление измеряется обычным недистанционным пружинным манометром, а показания этого манометра передаются на расстояние при помощи электрической дистанционной передачи (ЭДП).

По схеме а) работают:

манометры с потенциометрической дистанционной передачей по мостовой схеме (манометры ЭДМУ) и

манометры с потенциометрической дистанционной передачей с кольцевым потенциометром.

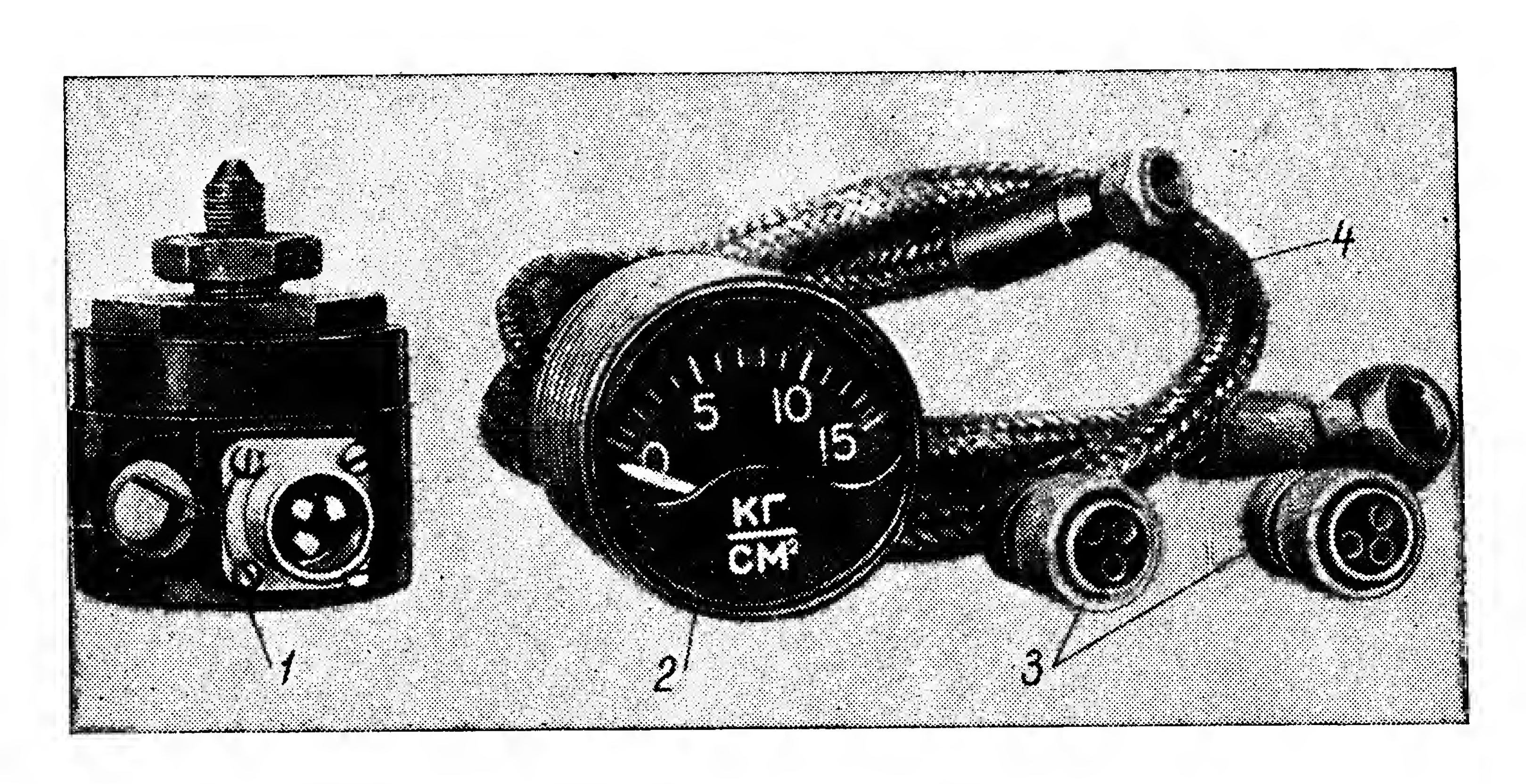
По схеме б) работают манометры с автосинной системой передачи показаний.

Манометры с потенциометрической дистанционной передачей по мостовой схеме

Представителями манометров этой группы являются отечественные электрические дистанционные манометры типа ЭДМУ, широко применяемые на самолетах для измерения на расстоянии давления

жидкостей и газов. Внешний вид одного из серии таких манометров (ЭДМУ-15Ш) показан на фиг. 238. Каждый из манометров серии ЭДМУ состоит из датчика *1*, указателя *2* и линии связи. Трехпроводная линия связи изготовляется из обычных самолетных проводов марки ЛПРГС или БПВЛ и подключается к датчику и указателю при помощи штепсельных розеток *3*.

Датчик. На фиг. 239 показана кинематическая схема датчика манометра ЭДМУ-15Ш. Датчики других манометров серии ЭДМУ выполнены по такой же схеме. По конструкции датчики также очень сходны. В частности, в датчиках всех манометров серии ЭДМУ одинаковы потенциометр *10* и передаточно-множительный механизм, состоящий из качалки *5*, поводка *6*, держателя *8* и обеспечивающий



Фиг. 238. Внешний вид комплекта манометра ЭДМУ-15Ш.

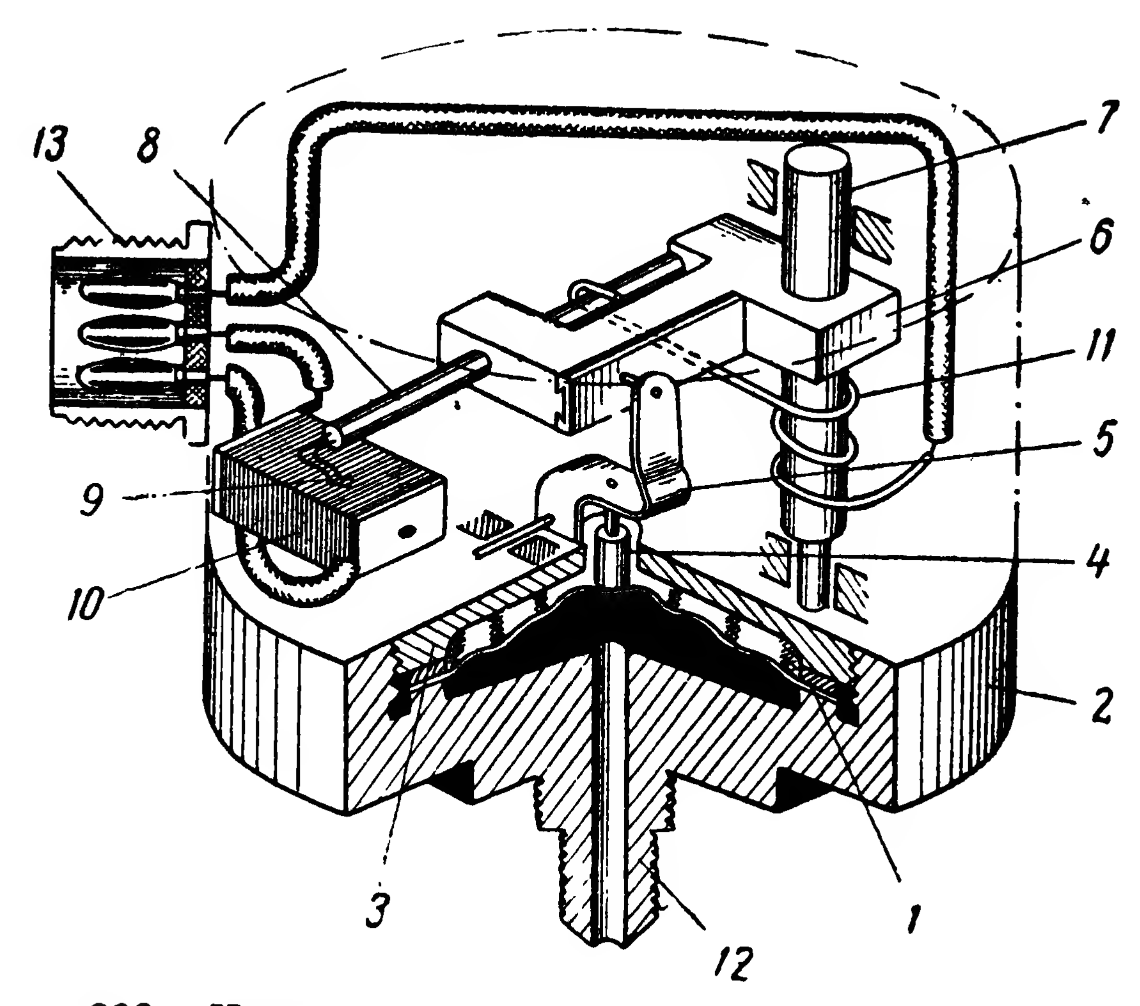
1—датчик; *2*—указатель; *3*—штепсельные розетки линии передачи; *4*—гибкий шланг.

однозначную зависимость между величиной прогиба мембраны и положением подвижного контакта потенциометра. Конструктивные различия в датчиках отдельных манометров заключаются в следующем. В датчиках манометров ЭДМУ-1 и ЭДМУ-3, рассчитанных на измерение давления соответственно до 1 и до 3 *кг/см²*, в качестве упругого чувствительного элемента применена манометрическая мембранная коробка (фиг. 240). В датчиках манометров ЭДМУ-6 (фиг. 241), ЭДМУ-15Ш (фиг. 242) и ЭДМУ-80 с пределом измерения соответственно 6,15 и 80 *кг/см²* тарированным чувствительным элементом является гофрированная мембрана. Датчики манометров ЭДМУ-1, ЭДМУ-3 и ЭДМУ-6 имеют специальный штуцер для подвода в корпус датчика противодавления (статического давления от ПВД или давления наддува). В корпусы датчиков ЭДМУ-15Ш и ЭДМУ-80 противодавление не подводится. Расположение на корпусе штуцеров подвода в датчик измеряемого давления также различно. В отличие от остальных датчиков, включаемых непосредственно в систему, давление в которой измеряется, датчик манометра ЭДМУ-15Ш включается через специальный гибкий шланг в брони-

рованной оплетке (см. фиг. 238). Шланг входит в комплект прибора ЭДМУ-15Ш.

Указатель представляет собой магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом и двумя парами катушек, расположенных (попарно) под углом 120°. Конструкция такого логометра схематически изображена на фиг. 149.

На фиг. 243 показан внешний вид указателя ЭДМУ-15Ш со снятым корпусом; все другие указатели манометров серии ЭДМУ отличаются только шкалой. Конструкция логометра указателя ЭДМУ изображена на фиг. 244, а логометр в разобранном виде — на фиг. 245.



Фиг. 239. Кинематическая схема датчика манометра ЭДМУ-15Ш.

1—гофрированная мембрана, служащая упругим чувствительным элементом; 2 и 3—основания; 4—шток; 5—качалка; 6—поводок; 7—ось поводка; 8—держатель подвижного контакта потенциометра; 9—подвижный контакт потенциометра; 10—потенциометр; 11—возвратная пружина; 12—штуцер подвода измеряемого давления; 13—вилка трехштырькового штепсельного разъема.

Потенциометр датчика манометра и катушки указателя включаются в мостовую схему так, что потенциометр составляет два смежных переменных плеча моста, а катушки логометра — диагональ моста (фиг. 246). В зависимости от величины измеряемого давления изменяется сопротивление плеч потенциометра датчика ЭДМУ (фиг. 247). Благодаря этому осуществляется однозначная функциональная зависимость между положением подвижного контакта потенциометра и углом отклонения подвижного магнита указателя. Так как положение подвижного контакта потенциометра вполне определенно характеризует величину измеряемого давления, то каждому значению давления соответствует только одно положение магнита указателя (фиг. 248); это значит, что шкала указателя может быть градуирована в единицах давления.

Принцип действия мостовой схемы, подобной приведенной на фиг. 246, изложен в § 14 (см. фиг. 174 и 179). Здесь остановимся лишь на некоторых элементах схемы.

Характеристика сопротивлений мостовой схемы манометров ЭДМУ дана в табл. 6.

Таблица 6

Наименование сопротивления (см. фиг. 246)	r_1+r_2	R_{k1}	R_{k2}	R_6	R_3	R_4	R_5'	R_5''
Величина сопротивления в *ом*	255	280	220	60	1200	1200	2120	330
Материал и диаметр провода	Константан ПЭК ⌀ 0,1 *мм*	Медь ПЭЛ ⌀ 0,09 *мм*		Медь ПЭЛШО ⌀0,07 *мм*	Константан ПЭШОК ⌀ 0,08 *мм*		Медь ПЭЛ ⌀ 0,05 *мм*	Константан ПЭШОК ⌀ 0,08 *мм*

Для снижения до минимума влияния температуры на работу схемы постоянные и переменные сопротивления плеч моста изготовляются из константана. С целью компенсации температурных погрешностей, которые могут возникнуть из-за изменения сопротивления катушек логометра, часть сопротивления полудиагонали моста, а именно сопротивление R_5' (см. фиг. 246) изготовляется из медной проволоки.

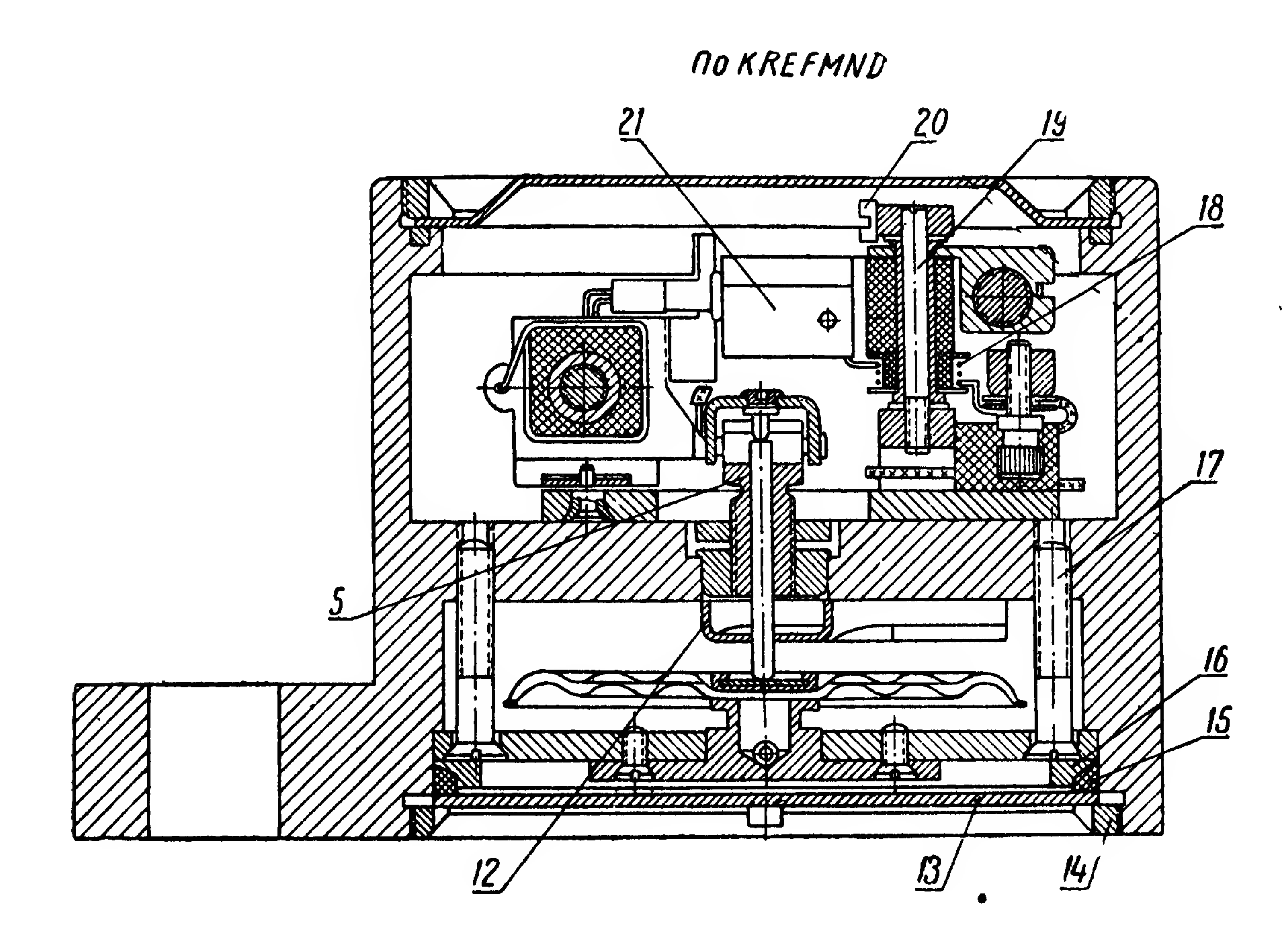
Катушки K_1 и K_2 имеют одинаковое число витков, но разное сопротивление (размеры катушки K_2 меньше, чем катушки K_1). Чтобы обеспечить симметричность схемы, в ветвь катушки K_2 вводится дополнительное сопротивление R_6, равное 60 *ом*. В табл. 7 величина сопротивлений R_3 и R_4 дана номинальная. При помощи этих сопротивлений производится регулирование схемы (на заводе-изготовителе прибора); поэтому в реальных приборах величина их может быть в пределах 1000—1500 *ом*.

Датчики и указатели каждого из манометров серии ЭДМУ соответственно взаимозаменяемы.

Благодаря значительной унификации деталей, применяемых в различных манометрах серии ЭДМУ, массовое производство их значительно облегчается и удешевляется.

Номинальное напряжение питания схемы 27,5 *в*; изменение напряжения на $\pm 10\%$ номинала не вносит дополнительных погрешностей в показания прибора.

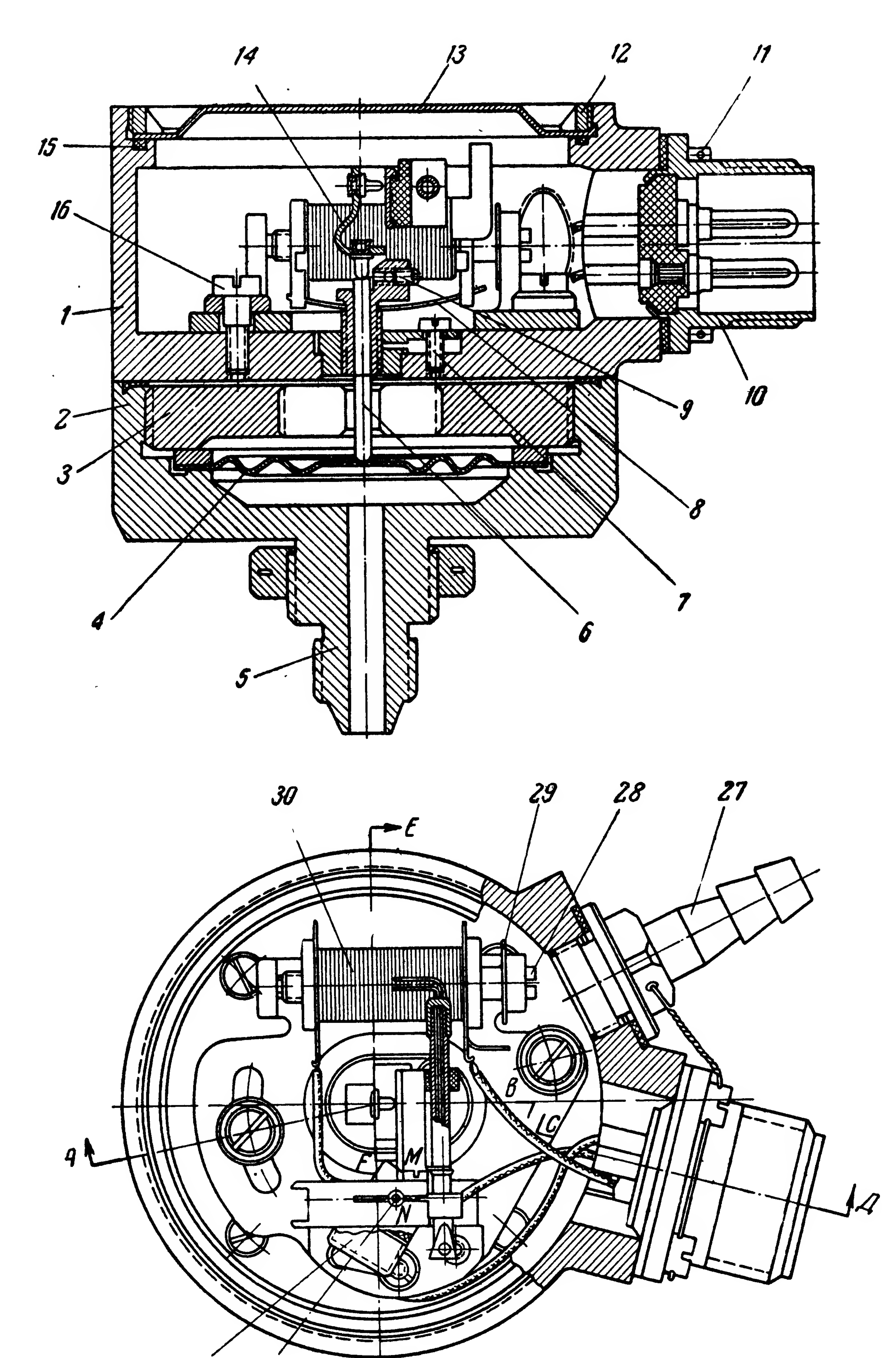
Сопротивление проводов линии связи между датчиком и указателем при длине их до 15 *м* также не оказывает влияния на точность измерения.

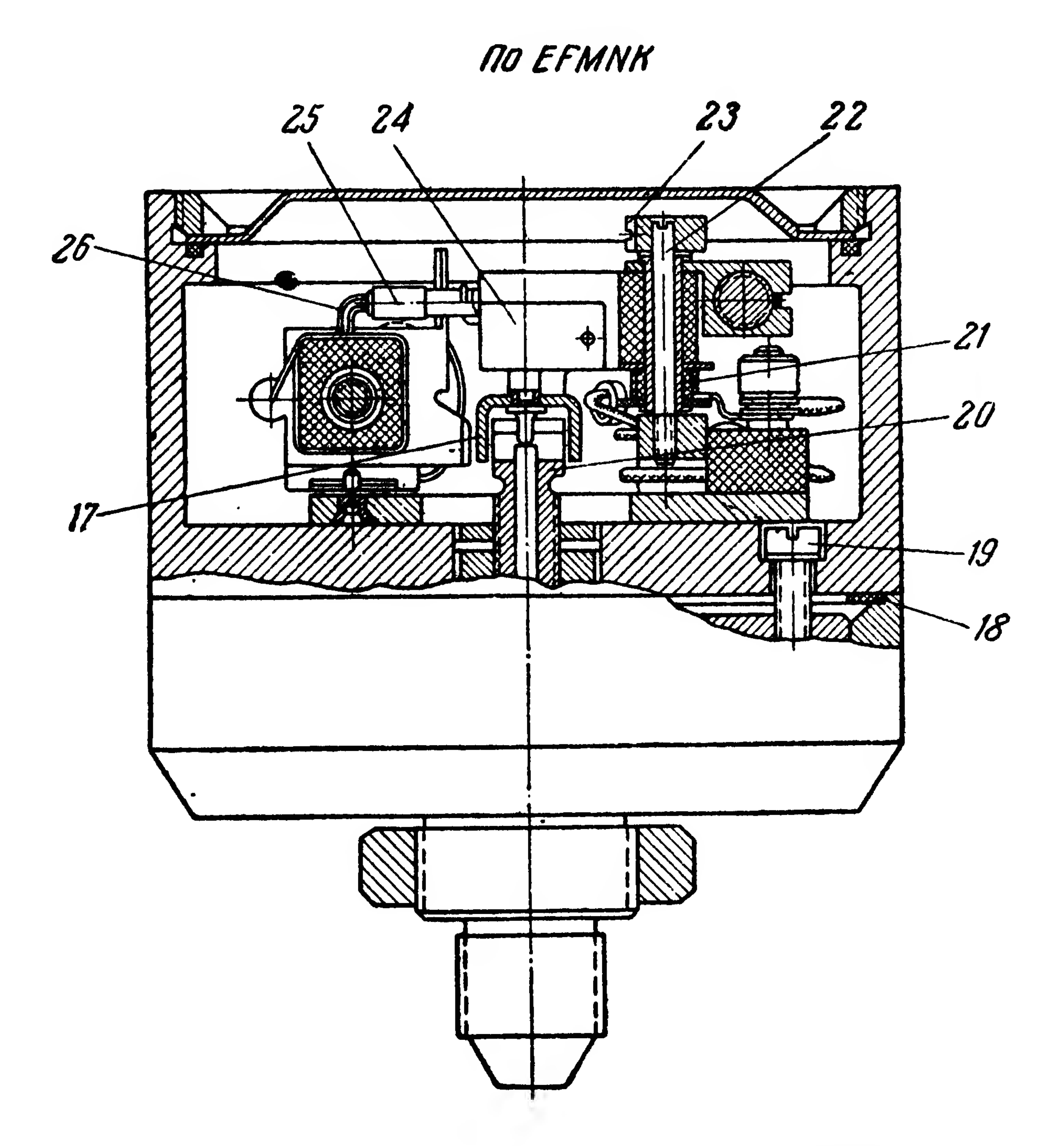


Фиг. 240. Датчик манометра ЭДМУ-1 (ЭДМУ-3).

1—корпус; *2*—трубка подвода давления в мембранную коробку; *3*—шток; *4*—манометрическая мембранная коробка (чувствительный элемент); *5*—направляющая штока с качалкой; *6*—трехштырьковая штепсельная вилка; *7*—уплотнительная прокладка; *8*—рантовая гайка; *9*—верхняя крышка корпуса; *10*—плоская пружина; *11*—винт; *12*—ограничитель максимального перемещения подвижного центра мембранной коробки; *13*—нижняя крышка корпуса; *14*—рантовая гайка; *15*—уплотнительная прокладка; *16*—рант; *17*—винт; *18*—возвратная пружина; *19*—ось поводка; *20*—винт крепления поводка на оси; *21*—поводок; *22*—балансировочный груз; *23*—винт крепления штепсельного разъема; *24*—регулировочный винт; *25*—шайба; *26*—держатель подвижного контакта потенциометра; *27*—подвижный контакт потенциометра; *28*—потенциометр; *29*—винт крепления штуцера подвода измеряемого давления; *30*—штуцер подвода в корпус датчика противодавления (статического давления от ПВД или давления наддува).



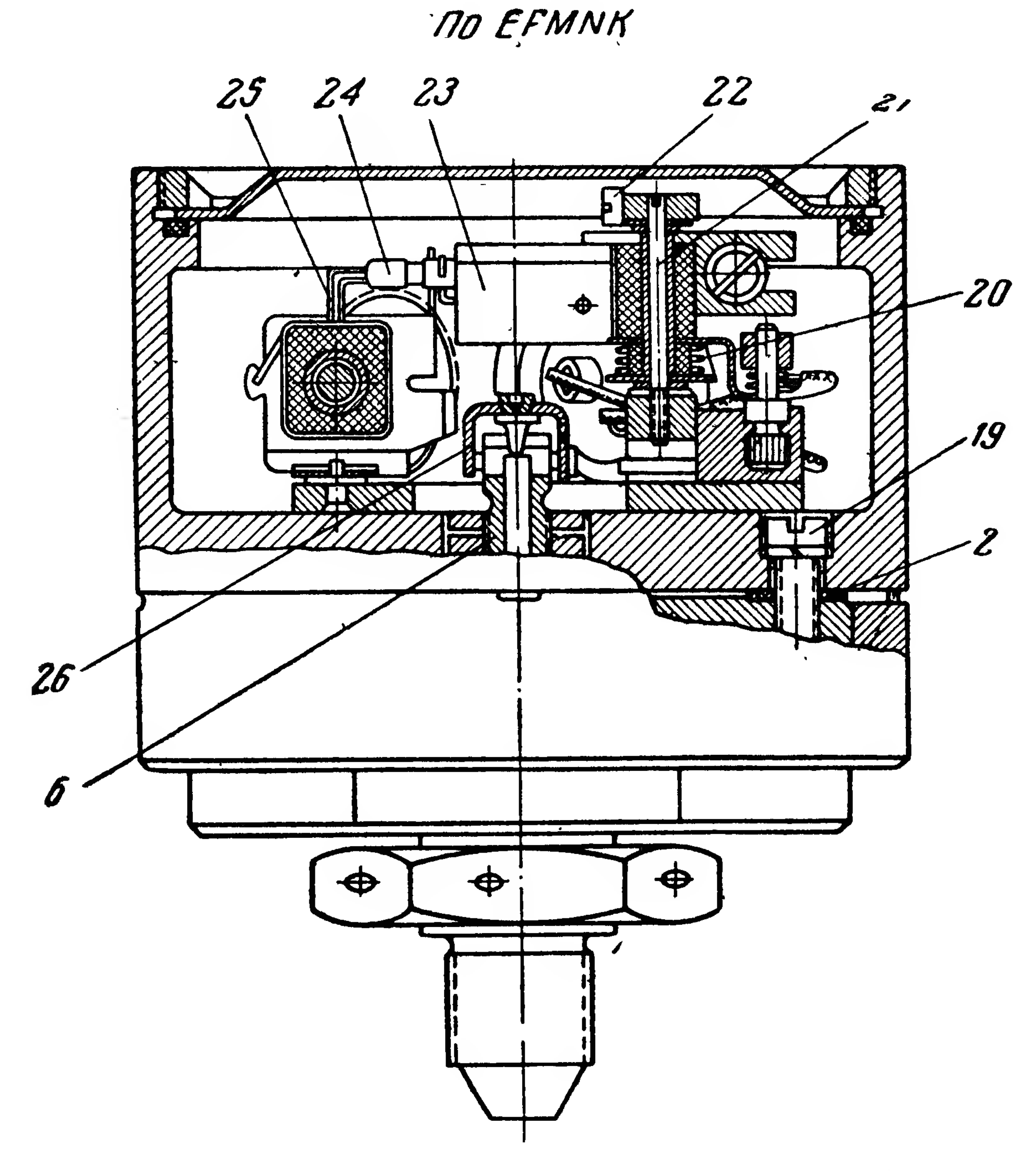




Фиг. 241. Датчик манометра ЭДМУ-6.

1—корпус датчика (верхняя потенциометрическая часть); *2*—нижняя (манометрическая) часть корпуса датчика; *3*—рантовая гайка крепления мембраны; *4*—упругая гофрированная мембрана—чувствительный элемент; *5*—штуцер подвода измеряемого давления; *6*—шток; *7*—винт; *8*—плоская пружина; *9*—винт; *10*—трехштырьковая штепсельная вилка; *11*—винты крепления штепсельной вилки; *12*—рантовая гайка; *13*—крышка корпуса; *14*—качалка; *15*—уплотнительная прокладка; *16*—винты; *17*—ось качалки; *18*—уплотнительная прокладка; *19*—винты соединения потенциометрической и манометрической частей корпуса датчика; *20*—направляющая штока с качалкой; *21*—возвратная пружина; *22*—ось поводка; *23*—винт крепления поводка на оси; *24*—поводок; *25*—держатель подвижного контакта потенциометра; *26*—подвижный контакт потенциометра; *27*—штуцер подвода в корпус датчика противодавления (статического давления от ПВД или давления наддува); *28*—регулировочный винт; *29*—шайба; *30*—потенциометр; *31*—балансировочный груз

По АВСД



Фиг. 242. Датчик манометра ЭДМУ-15Ш (ЭДМУ-80).

1—корпус датчика (верхняя потенциометрическая часть); *2*—уплотнительная прокладка; *3*—нижняя (манометрическая) часть корпуса датчика; *4*—плоская пружина; *5*—рантовая гайка крепления мембраны; *6*—направляющая штока с качалкой; *7*—упругая мембрана (чувствительный элемент); *8*—ограничитель максимального прогиба мембраны; *9*—шток; *10*—винт; *11*—винт, контрящий ось качалки; *12*—винты крепления штепсельной вилки; *13*—трехштырьковая штепсельная вилка; *14*—рантовая гайка; *15*—крышка корпуса; *16*—качалка; *17*—уплотнительная прокладка; *18*—винты; *19*—винты соединения потенциометрической и манометрической частей корпуса датчика; *20*—возвратная пружина; *21*—ось поводка; *22*—винт крепления поводка на оси; *23*—поводок; *24*—держатель подвижного контакта потенциометра; *25*—подвижный контакт потенциометра; *26*—ось качалки; *27*—регулировочный винт; *28*—шайба; *29*—потенциометр; *30*—балансировочный груз.

Погрешности манометров ЭДМУ складываются:

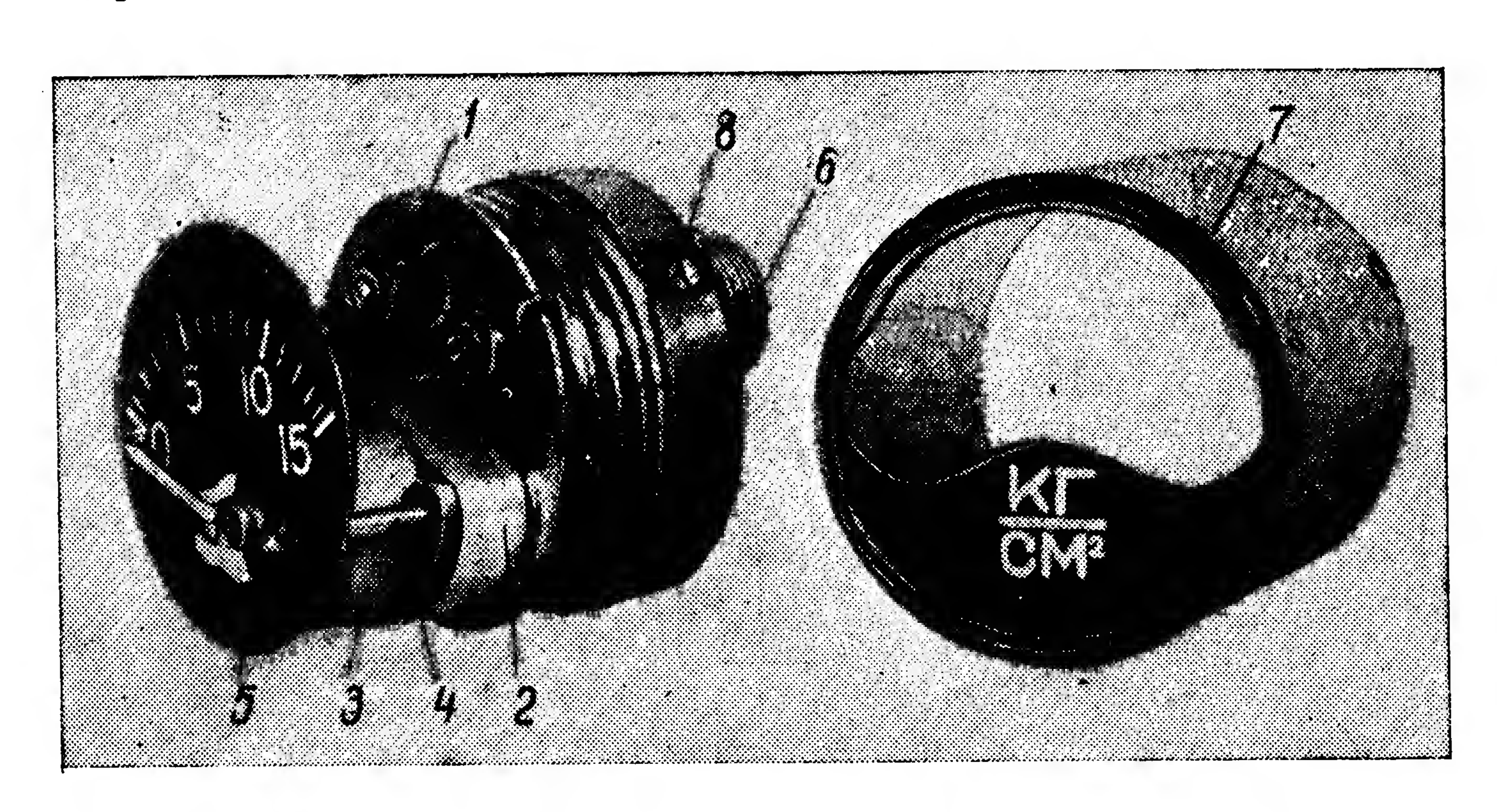
— из погрешностей остаточной деформации упругого чувствительного элемента датчика;

— из погрешностей температурных и трения в передаточно-множительном механизме датчика (в том числе и погрешностей трения в скользящем контакте токоподвода к потенциометру);

— из температурных погрешностей мостовой схемы электрической дистанционной передачи;

— из шкаловых и других погрешностей указателя.

Перечисленные погрешности манометров составляют основную погрешность, которая на рабочем участке шкалы при нормальной температуре окружающей среды не превышает $\pm 4\%$ верхнего предела измерения.



Фиг. 243. Внешний вид указателя ЭДМУ-15Ш со снятым корпусом.

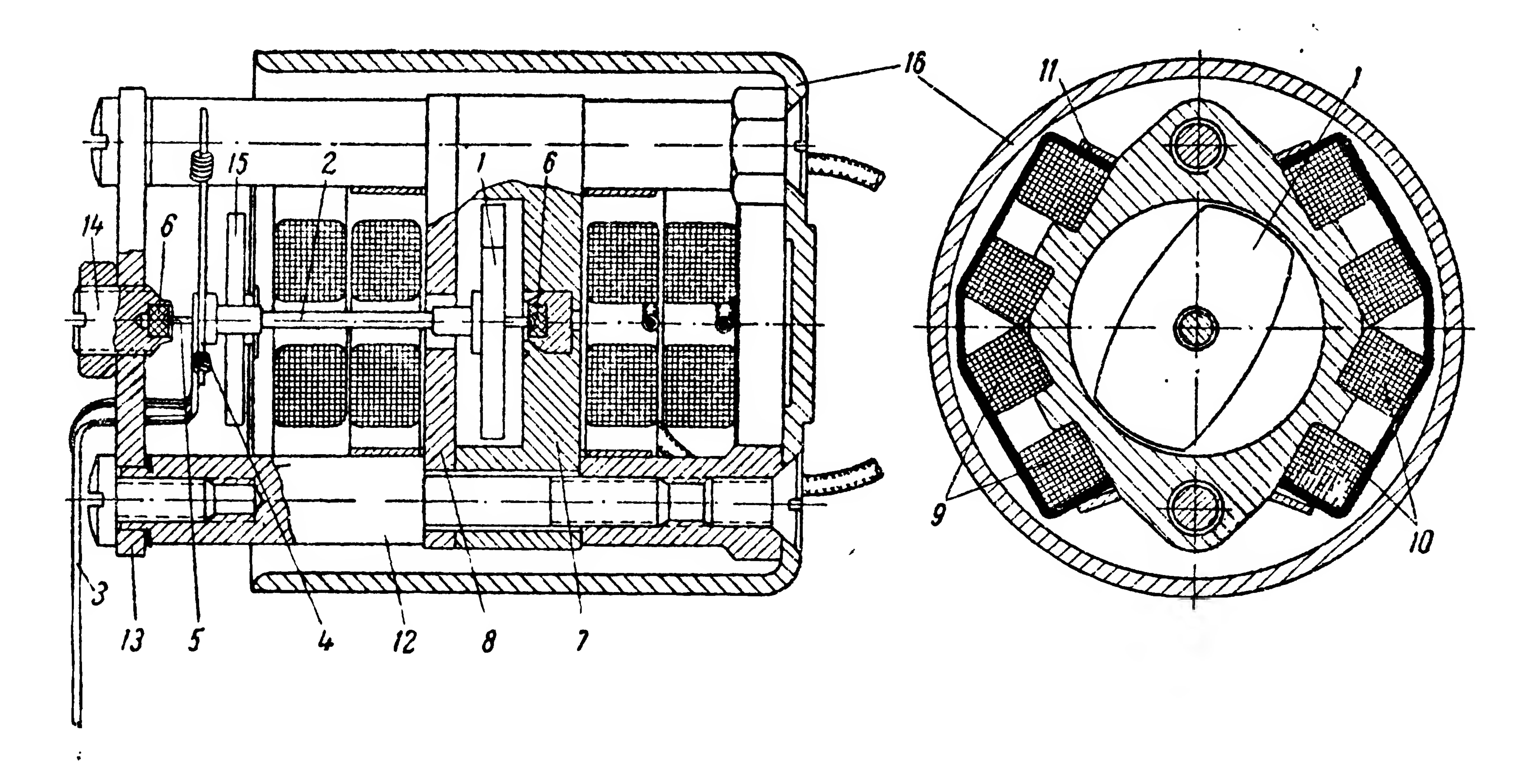
1—основание; *2*—лента; *3*—логометр; *4*—стойки; *5*—циферблат; *6*—штепсельная вилка; *7*—корпус; *8*—винт крепления корпуса к основанию.

Если учесть к тому же, что размах шкалы манометров ЭДМУ не превышает 120°, то точность измерения с помощью этих манометров примерно в два раза ниже, чем манометрами с потенциометрической электродистанционной передачей, на которых остановимся ниже. В этом основной недостаток манометров ЭДМУ.

Манометры с потенциометрической электрической дистанционной передачей с кольцевым потенциометром

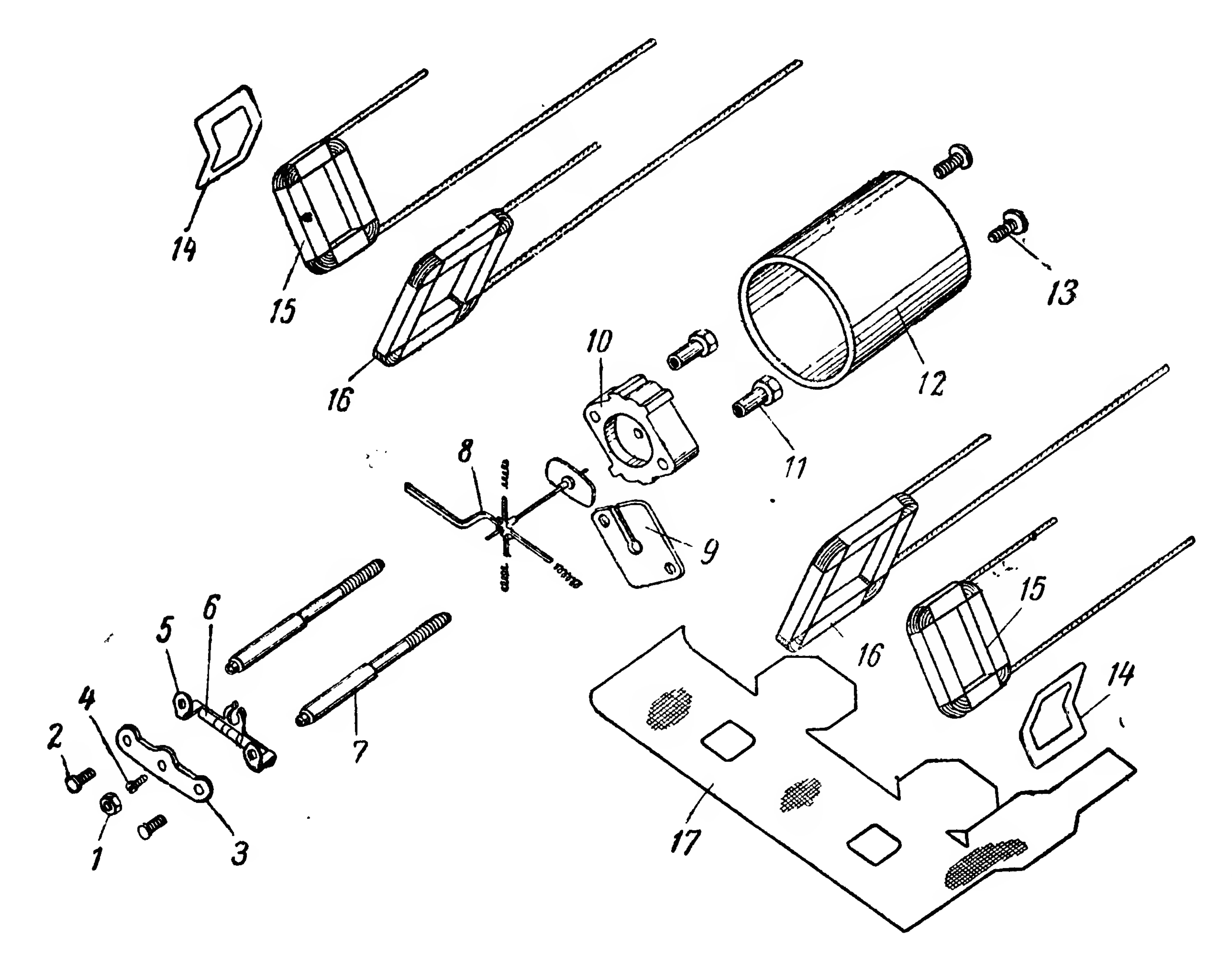
К манометрам с потенциометрической ЭДП с кольцевым потенциометром относятся манометры ЭМ-10 (фиг. 249), предназначенные для измерения давления топлива в турбореактивных двигателях при работе последних на дросселированных режимах. По этой схеме построены также манометры топлива ЭМИ-3Р, применяемые в трехстрелочном электрическом моторном индикаторе.

Главными деталями датчика манометра с потенциометрической ЭДП являются тарированный упругий чувствительный элемент (обычно гофрированная мембрана) и потенциометр ЭДП.



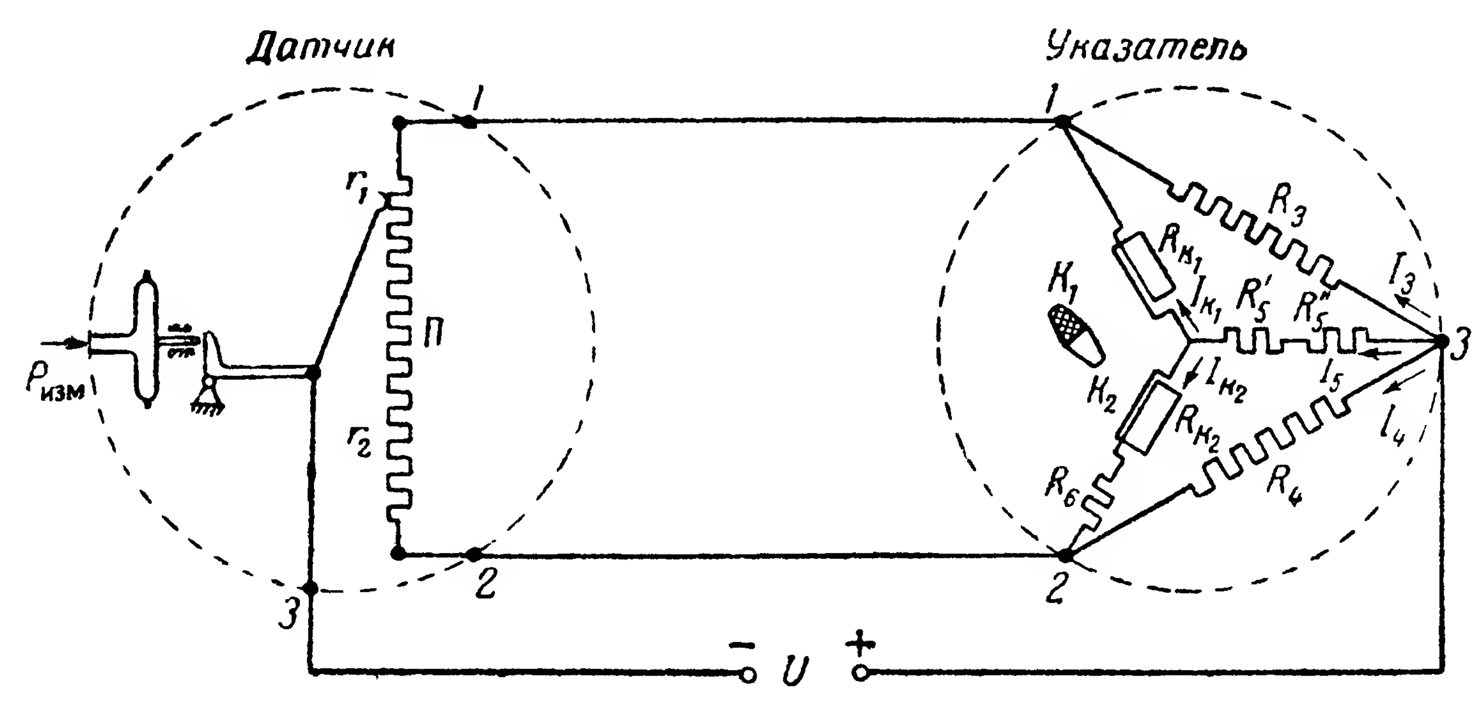
Фиг. 244. Конструкция логометра указателя ЭДМУ.

1—подвижный магнит (чувствительный элемент); *2*—ось подвижной системы; *3*—указательная стрелка; *4*—крестовина с балансировочными грузиками; *5*—передний керн; *6*—корундовые подпятники; *7*—медный корпус магнитного успокоителя подвижной системы; *8*—крышка корпуса магнитного успокоителя; *9*—неподвижные катушки внутренние; *10*—катушки внешние; *11*—шайбы крепления катушек; *12*—стойки; *13*—мостик; *14*—винт регулировки люфта подвижной системы; *15*—неподвижный постоянный магнит, возвращающий подвижную систему в исходное положение; *16*—магнитный экран из пермаллоя.

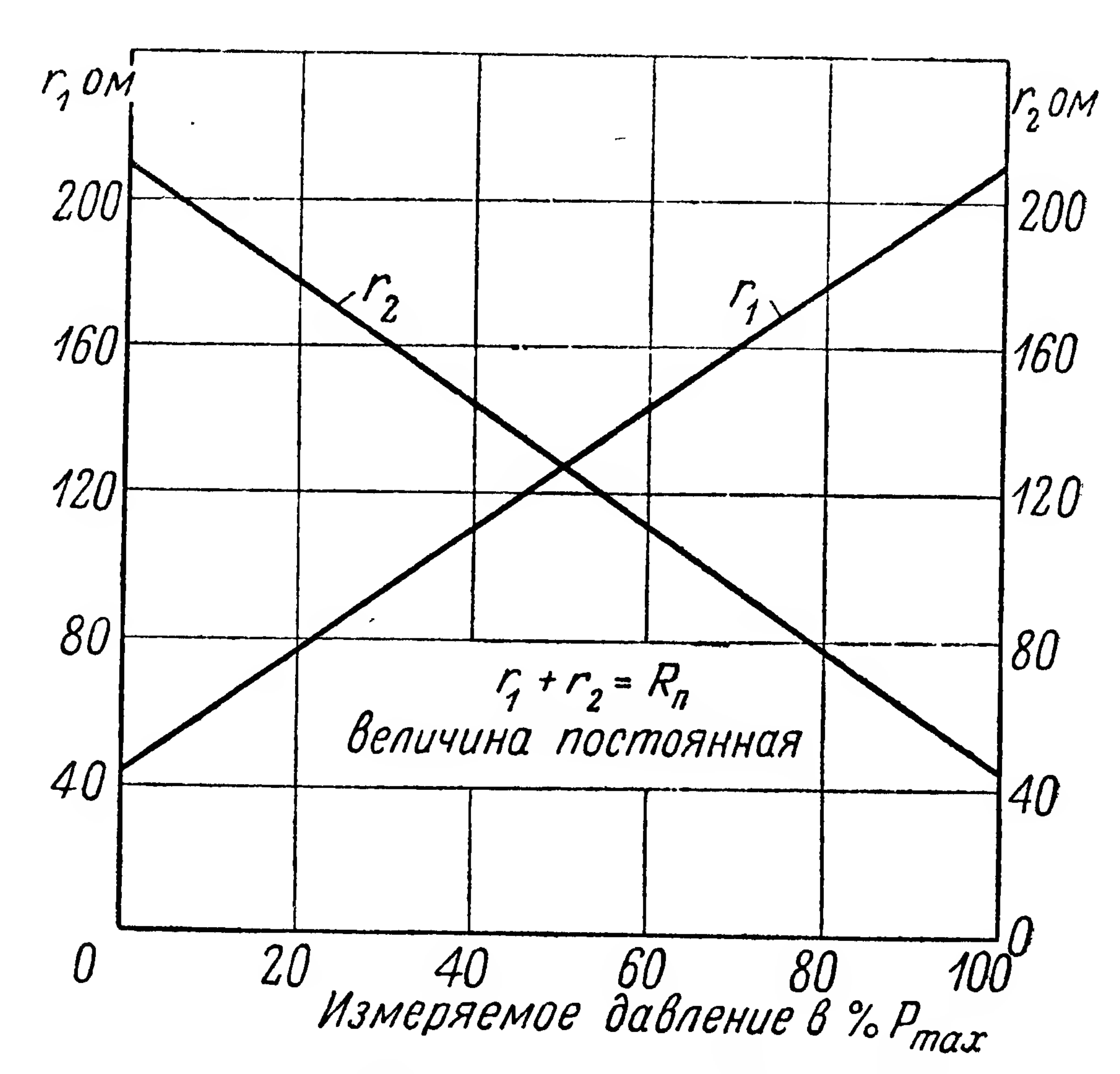


Фиг. 245. Логометр указателей ЭДМУ в разобранном виде.

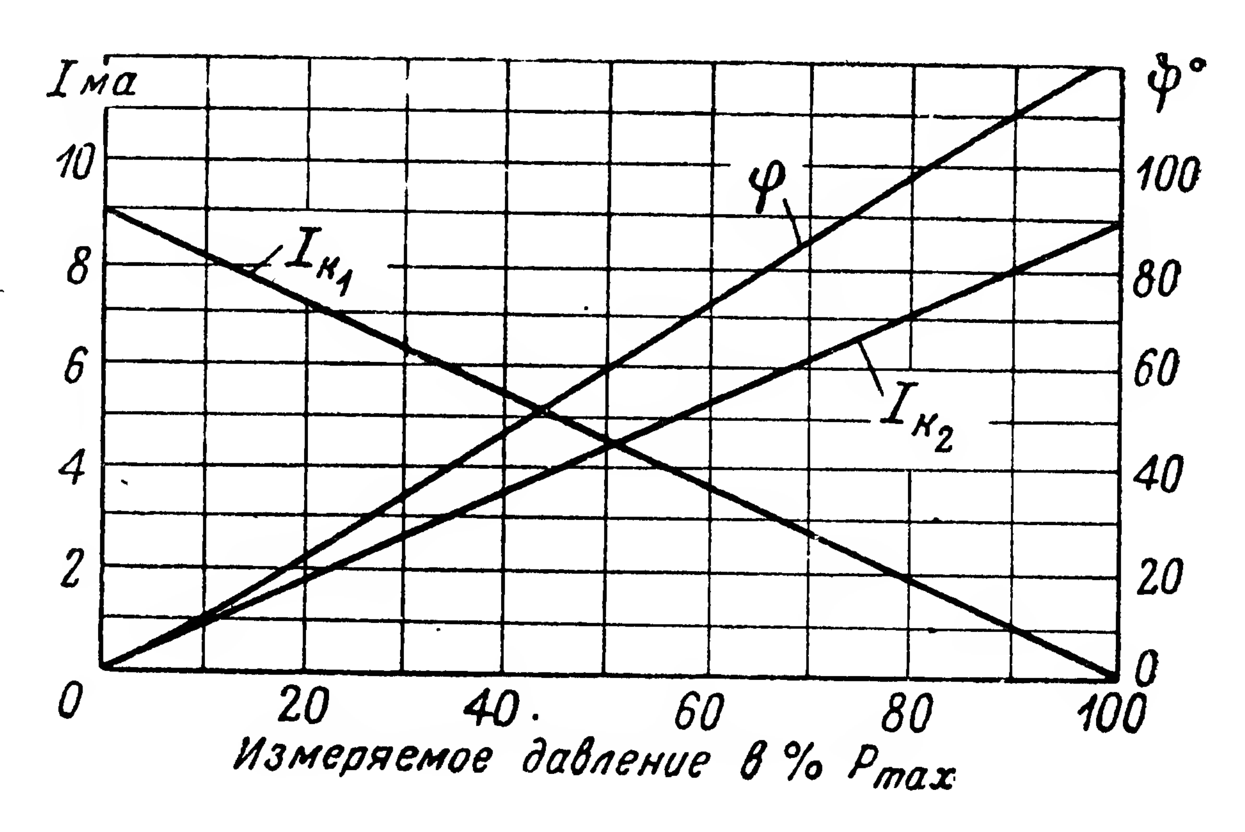
1—контргайка; *2*—винты; *3*—мостик; *4*—винт регулировки люфта подвижной системы: *5*—держатель неподвижного магнита; *6*—неподвижный магнит; *7*—стойки; *8*—подвижная система; *9*—крышка корпуса магнитного успокоителя; *10*—корпус магнитного успокоителя; *11*—гайки; *12*—экран из пермаллоя; *13*—винты; *14*—шайбы; *15*—внутренние катушки; *16*—внешние катушки; *17*—обертка.



Фиг. 246. Принципиальная электрическая схема манометров типа ЭДМУ.

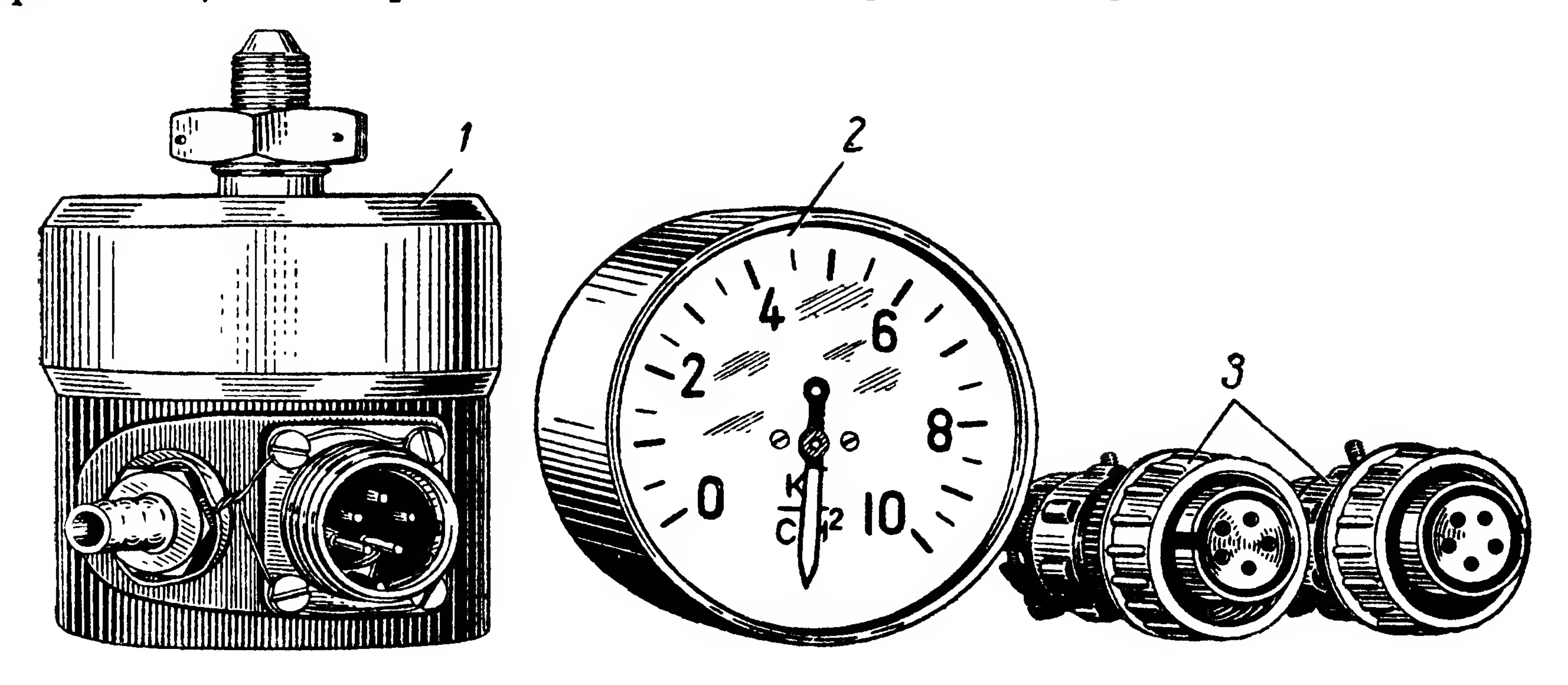


Фиг. 247. Характер изменения сопротивления плеч потенциометра датчика ЭДМУ в зависимости от величины измеряемого давления.



Фиг. 248. Графики зависимости токов в катушках и угла поворота (φ) подвижной системы указателя ЭДМУ от величины измеряемого давления.

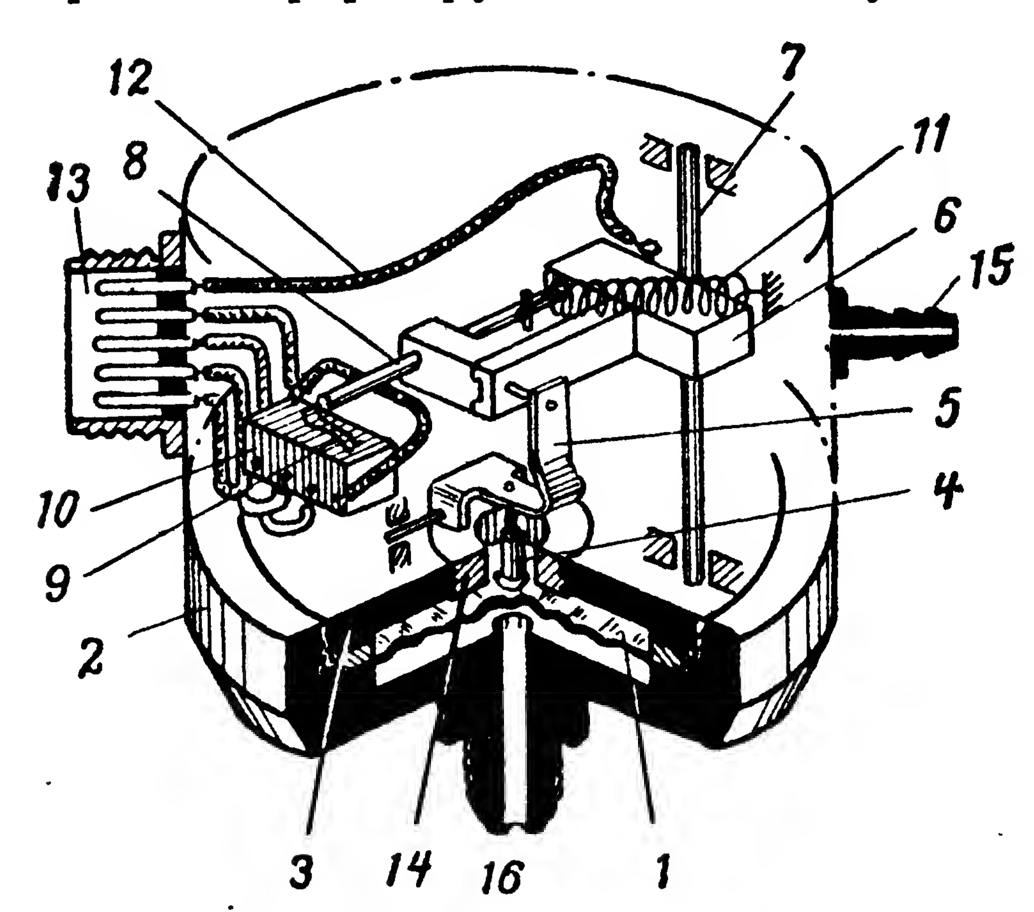
Принцип действия датчика ясен из схемы его устройства (фиг. 250). Измеряемое давление через штуцер *16* поступает в по-



Фиг. 249. Внешний вид электрического дистанционного манометра ЭМ-10.

1—датчик; *2*—указатель; *3*—штепсельные розетки.

лость между мембраной *1* и основанием датчика *2*; при этом мембрана деформируется. Каждому значению давления соответствует определенный прогиб мембраны и одно определенное положение подвижного контакта потенциометра. Датчики манометров на разные пределы измерения давления (от 10 *кг/см²* и выше) имеют одинаковый передаточный механизм и отличаются лишь упругостью мембран. Последние подбираются таким образом: если при отсутствии давления подвижный контакт *9* занимает среднее положение между точками *1* и *2*, то максимум измеряемого давления (верхняя точка шкалы) должен соответствовать среднему положению подвижного контакта в последней секции потенциометра между точками *4* и *1″* (фиг. 251).



Фиг. 250. Кинематическая схема датчика манометра с потенциометрической ЭДП.

1—тарированная мембрана — упругий чувствительный элемент; *2*—основание корпуса датчика; *3*—крышка основания; *4*—шток; *5*—качалка; *6*—поводок; *7*—ось поводка; *8*—держатель подвижного контакта потенциометра; *9*—подвижный контакт потенциометра; *10*—потенциометр; *11*—возвратная пружина; *12*—гибкий токоподвод к подвижному контакту потенциометра; *13*—пятиштырьковая штепсельная вилка; *14*—регулируемый упор максимального прогиба мембраны; *15*—штуцер подвода противодавления в корпус датчика; *16*—штуцер подвода измеряемого давления.

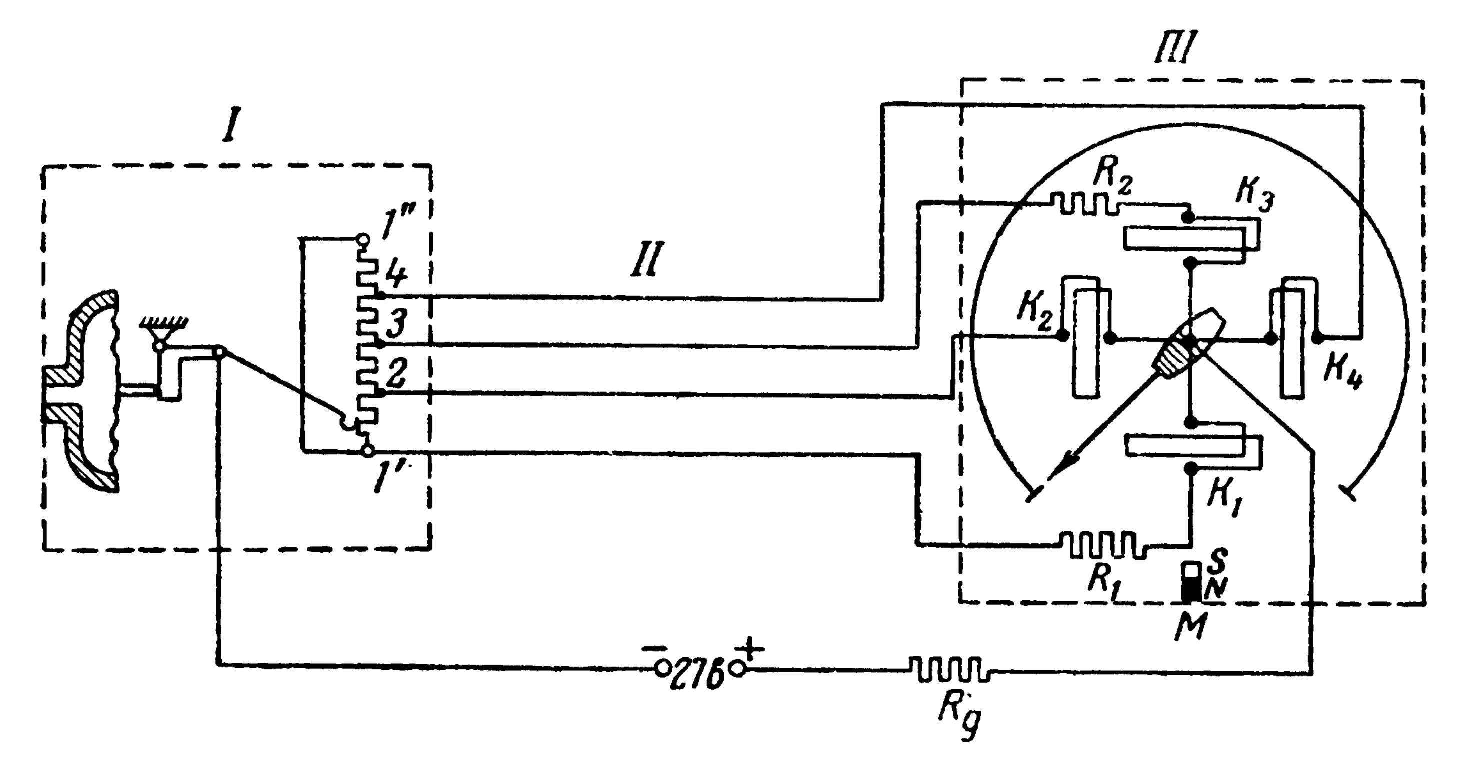
В табл. 7 приведены значения, сопротивления между подвижным контактом и точкой *1′* потенциометра в зависимости от величины измеряемого давления.

Таблица 7

Величина измеряемого давления в % p_{max}	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Величина сопротивления между подвижным контактом и точкой 1' потенциометра в *омах*	144	228	318	408	504	600	696	786	882	972	1044

Конструкция датчика манометра ЭМ-10 показана на фиг. 252.

Указатель манометра ЭМ-10 (фиг. 253 и 254) представляет собой магнито-электрический логометр с подвижным магнитом *3* и двумя парами неподвижных катушек *10* и *11*, перекрещивающихся под углом 90° (фиг. 255).

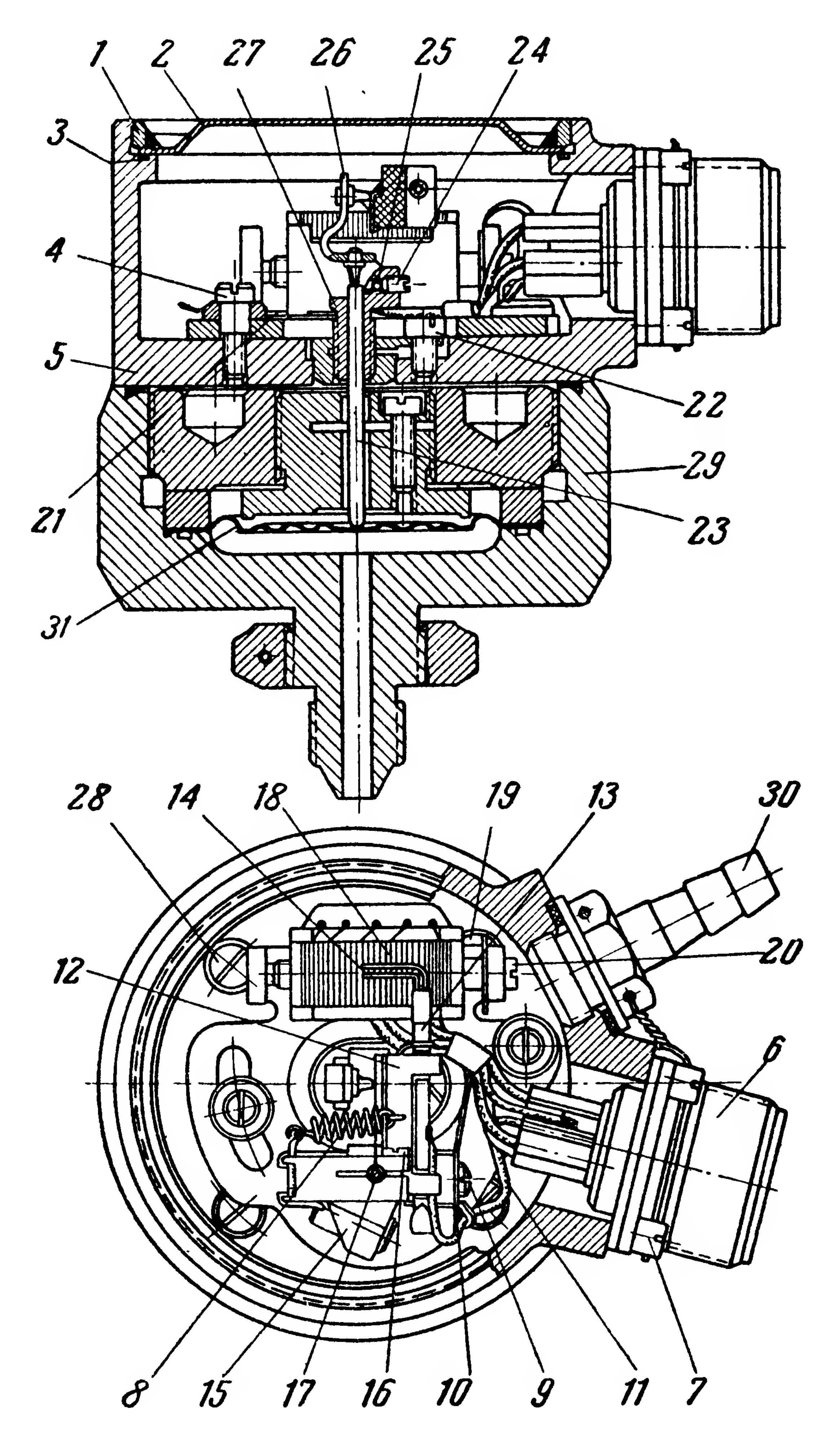


Фиг. 251. Электрическая схема манометра с четырехпроводной потенциометрической системой ЭДП.

I—датчик; *II*—линия связи; *III*—указатель: K_1, K_2, K_3, K_4—катушки логометра указателя; R_1, R_2—подгоночные сопротивления регулировки шкалы (R_2 может и не быть); R_g—гасящее сопротивление порядка 450 *ом* для уменьшения тока в катушках; *M*—постоянный магнит, удерживающий ротор указателя в неподвижном положении при отсутствии тока в схеме.

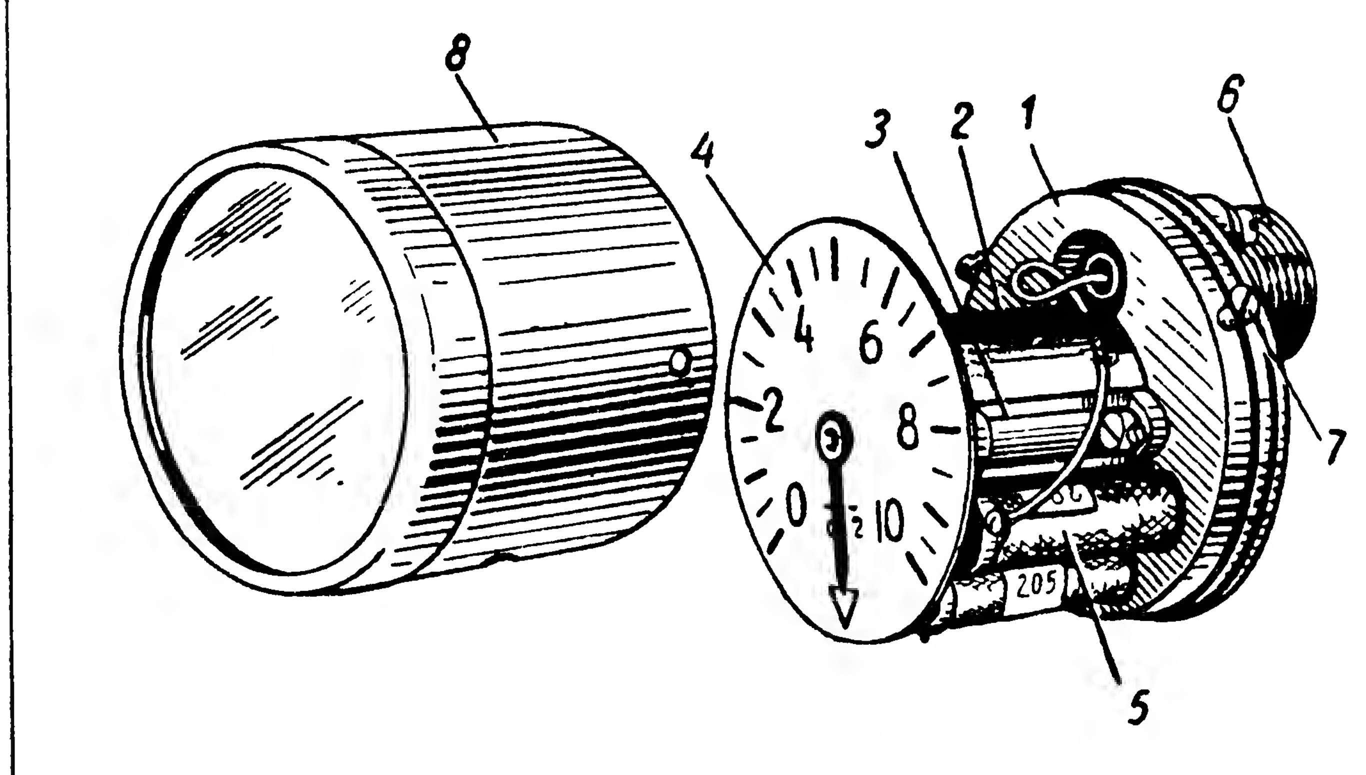
Потенциометр датчика является элементом четырехпроводной системы ЭДП, так что каждому положению подвижного контакта соответствует одно определенное положение ротора указателя. Принцип действия этой передачи подробно изложен в § 16. Здесь подчеркнем лишь одну специфическую особенность этой передачи. При изменении измеряемого давления от нуля до верхнего предела, на который рассчитан данный датчик, держатель, несущий подвижный контакт потенциометра, отклоняется на угол примерно 25°. В это же время ротор логометра указателя поворачивается на угол 270°. Таким образом, данная система ЭДП не только передает, но и увеличивает более чем в 10 раз угол поворота подвижной системы датчика, что является ее достоинством. Для ограничения тока в схему вводится гасящее сопротивление R_g; поэтому потребляемый ток не превышает 0,1 *а*.

Погрешности манометров с четырехпроводной потенциометрической системой ЭДП складываются:



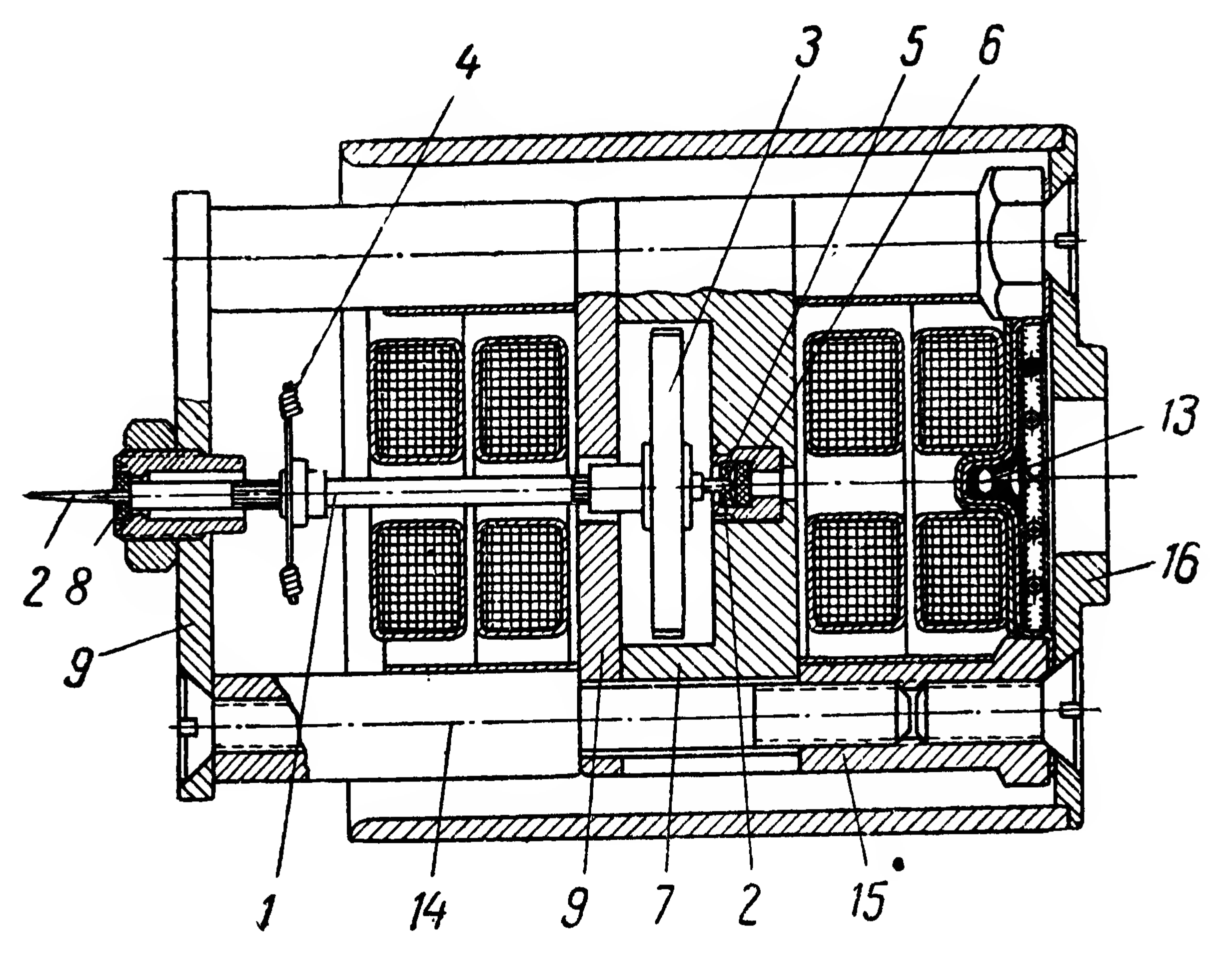
Фиг. 252. Конструкция датчика манометра ЭМ-10.

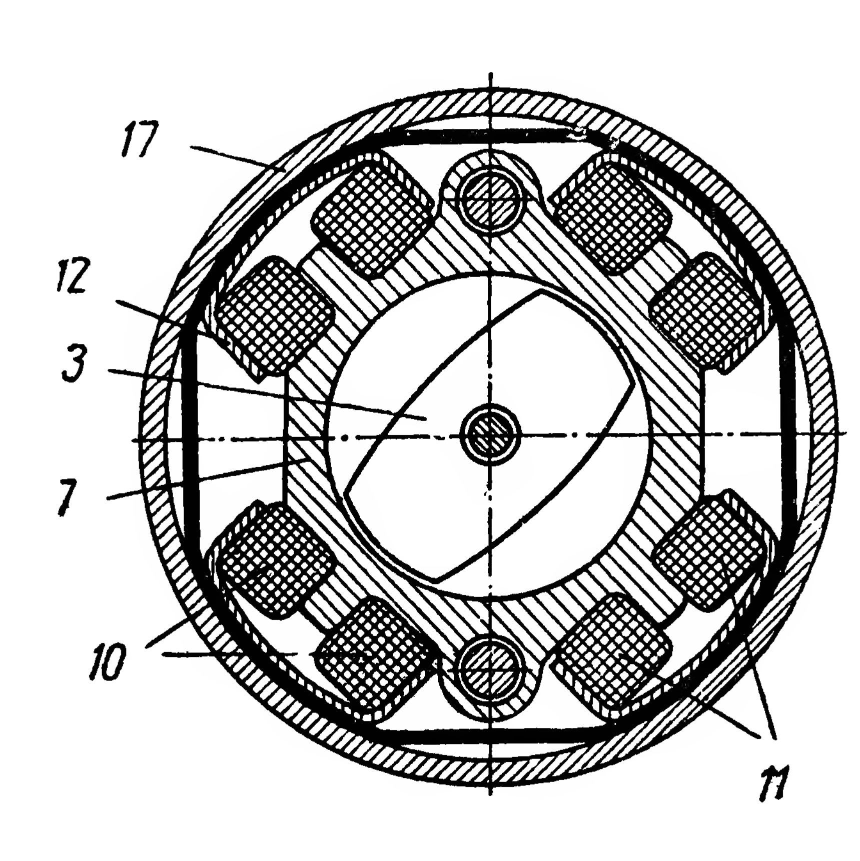
1—резьбовой рант; *2*—крышка корпуса; *3*—контровочное кольцо; *4*—винты крепления основания подвижной системы; *5*—корпус датчика (верхняя потенциометрическая часть); *6*—штепсельная вилка; *7*—винты крепления штепсельной вилки; *8*—возвратная пружина; *9*—винт крепления держателя подвижного контакта потенциометра; *10*—ограничитель отклонения поводка; *11*—гибкий провод подвода напряжения к подвижному контакту потенциометра; *12*—поводок; *13*—держатель подвижного контакта потенциометра; *14*—подвижный контакт потенциометра; *15*—балансировочный груз; *16*—винт крепления поводка на оси; *17*—ось поводка; *18*—потенциометр; *19*—шайба-замок; *20*—винт регулировки положения потенциометра; *21*—плоская пружина; *22*—винт; *23*—шток; *24*—контрящий винт; *25*—ось качалки; *26*—качалка; *27*—направляющая штока; *28*—винты; *29*—нижняя (манометрическая) часть корпуса датчика; *30*—штуцер подвода противодавления в корпус датчика; *31*—упругая мембрана.



Фиг. 253. Внешний вид указателя манометра ЭМ-10 при снятом корпусе.

1—основание; *2*—пермаллоевый экран; *3*—стойки; *4*—циферблат; *5*—катушки сопротивления; *6*—пятиштырьковая штепсельная вилка; *7*—винт крепления корпуса; *8*—корпус.





Фиг. 254. Конструкция логометра указателя манометра ЭМ-10.

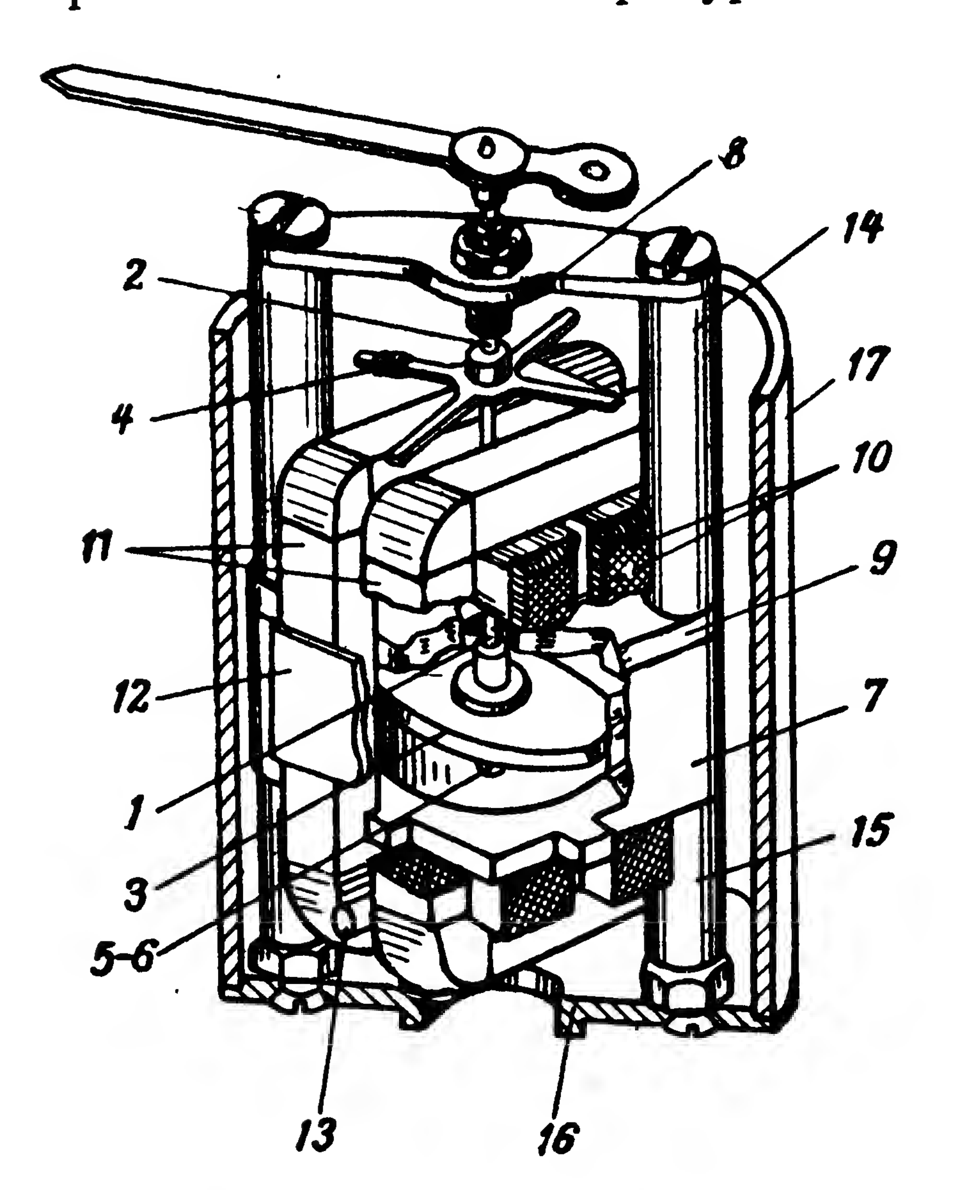
1—ось подвижной системы; *2*—керны высокой твердости (из кобальт-вольфрама); *3*—подвижный магнит из сплава магнико; *4*—крестовина с балансировочными грузиками; *5*—камень-подшипник; *6*—камень-подпятник; *7*—медный экран магнитного успокоителя; *8*—винт регулировки осевого люфта подвижной системы; *9*—крышка магнитного успокоителя; *10*—*11*—катушки; *12*—скобы; *13*—постоянный неподвижный магнит для возвращения подвижной системы в исходное положение; *14*—стойки; *15*—гайки; *16*—крышка корпуса; *17*—пермаллоевый экран.

— из инструментальной погрешности остаточной деформации упругого чувствительного элемента датчика;

— из инструментальных погрешностей температурных и трения в передаточно-множительном механизме датчика (в том числе и погрешностей трения в скользящем контакте токоподвода и потенциометру);

— из шкаловых погрешностей указателя.

Суммарные погрешности комплекта не превышают ±3% и обычно при колебаниях температуры от —60 до +50° C лежат в пределах ±2%; из этого числа примерно 1% составляет погрешность указателя. Изменение напряжения 27 *в* на ±10% увеличивает погрешность прибора примерно на 0,5%. Взаимозаменяемость датчиков и указателей различных комплектов обеспечена; при этом погрешность прибора может увеличиваться, но не более чем на 1%. Манометры описанной системы являются наиболее точными дистанционными манометрами. Точность измерения повышается также благодаря большому углу размаха шкалы (270°), в связи с чем погрешности отсчета получаются меньше, чем в манометрах других систем (в том числе и с автосинной передачей), рассчитанных на то же давление.



Фиг. 255. Схема устройства логометра указателя манометра ЭМ-10. Позиции те же, что на фиг. 254.

В топливной системе турбореактивного двигателя обычно наблюдаются пульсации давления, в связи с чем возникает опасность выхода из строя потенциометра из-за перетирания витков его подвижным контактом. Чтобы сгладить пульсации давления в датчике, он включается в топливную систему через специальный десятипластинчатый демпфер, входящий в комплект прибора ЭМ-10.

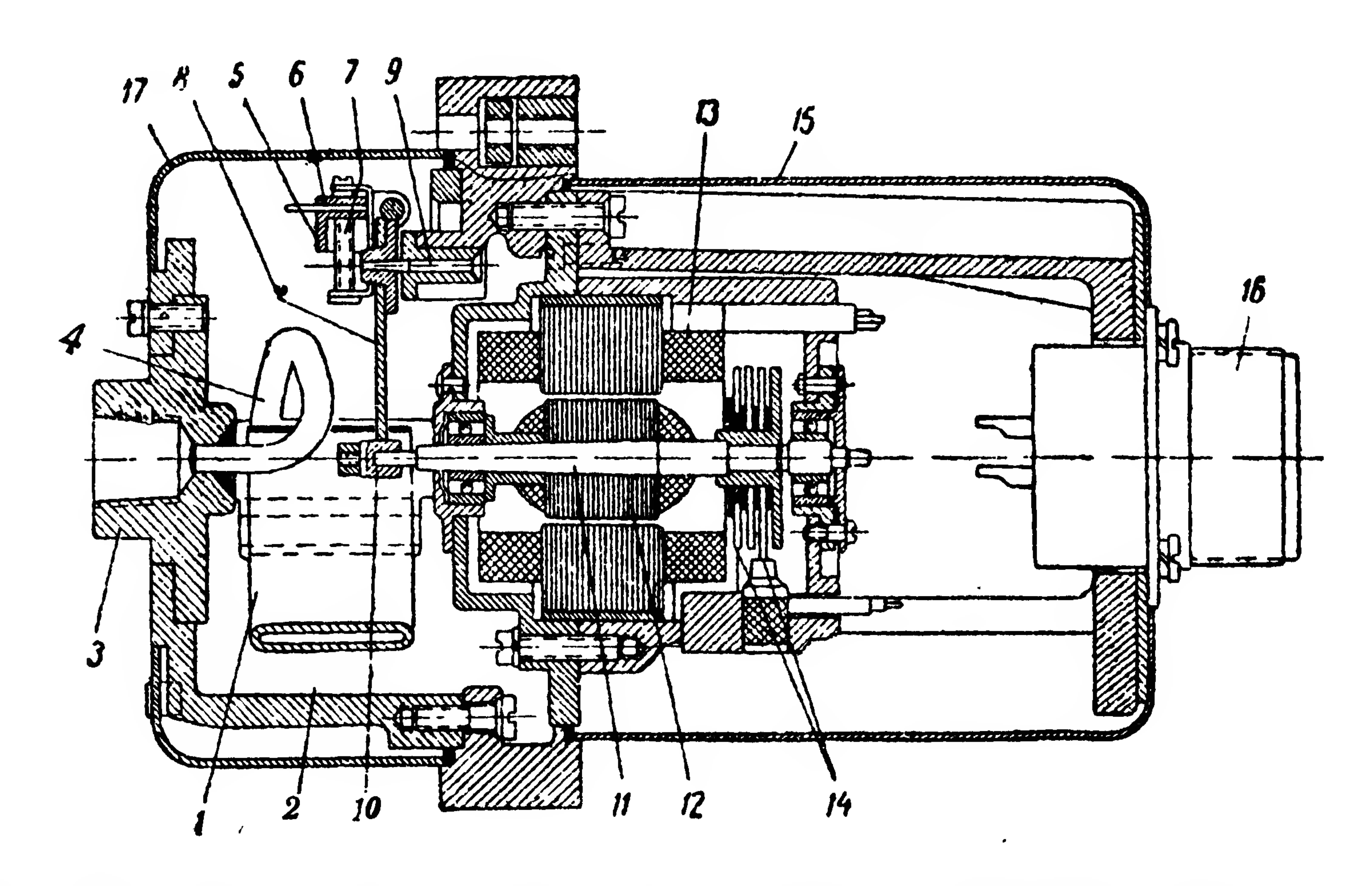
Электрические манометры с автосинной системой передачи показаний

Электрический манометр с автосинной системой передачи показаний представляет собой комбинированный прибор, состоящий из обычного недистанционного пружинного манометра (именуемого в данном случае измерителем), устанавливаемого непосредственно в масляной, топливной или воздушной магистрали, и автосинной системы ЭДП, при помощи которой показания манометра (измери-

теля) передаются на расстояние к месту наблюдения — в кабину самолета.

Измеритель (пружинный манометр) и автосин-датчик ЭДП помещаются в одном корпусе, образуя датчик манометра (фиг. 256 и 257). Между автосином-датчиком и измерителем устанавливается жесткая механическая связь: выходная ось измерителя является одновременно осью ротора автосина.

Каждому значению измеряемого давления соответствует определенный угол поворота ротора автосина-датчика, а следовательно, и автосина-приемника (указателя). Указатель манометра представляет собой обычный автосин, на выходном конце ротора которого установлена указательная стрелка.



Фиг. 256. Конструкция датчика электрического манометра масла на переменном токе с пределом измерения до 14 *кг/см²*.

1—трубчатая пружина измерителя; *2*—камера измерителя; *3*—входной штуцер; *4*—трубка, соединяющая входной штуцер с внутренней полостью трубчатой пружины; *5*—тяга передаточно-множительного механизма измерителя; *6*—ось тяги; *7*—валик; *8*—зубчатый сектор механизма измерителя; *9*—ось сектора *8*; *10*—трибка; *11*—ось ротора автосина датчика; *12*—ротор автосина-датчика; *13*—статорная обмотка автосина; *14*—токоподводы первичной обмотки; *15*—крышка автосина; *16*—штепсельный разъем; *17*—крышка измерителя.

Шкала указателя манометра градуируется в единицах давления и представляет собой копию той шкалы, которую следовало бы нанести на пружинном манометре (измерителе), если бы он был выполнен как самостоятельный прибор, а не служил измерителем в электрическом дистанционном приборе.

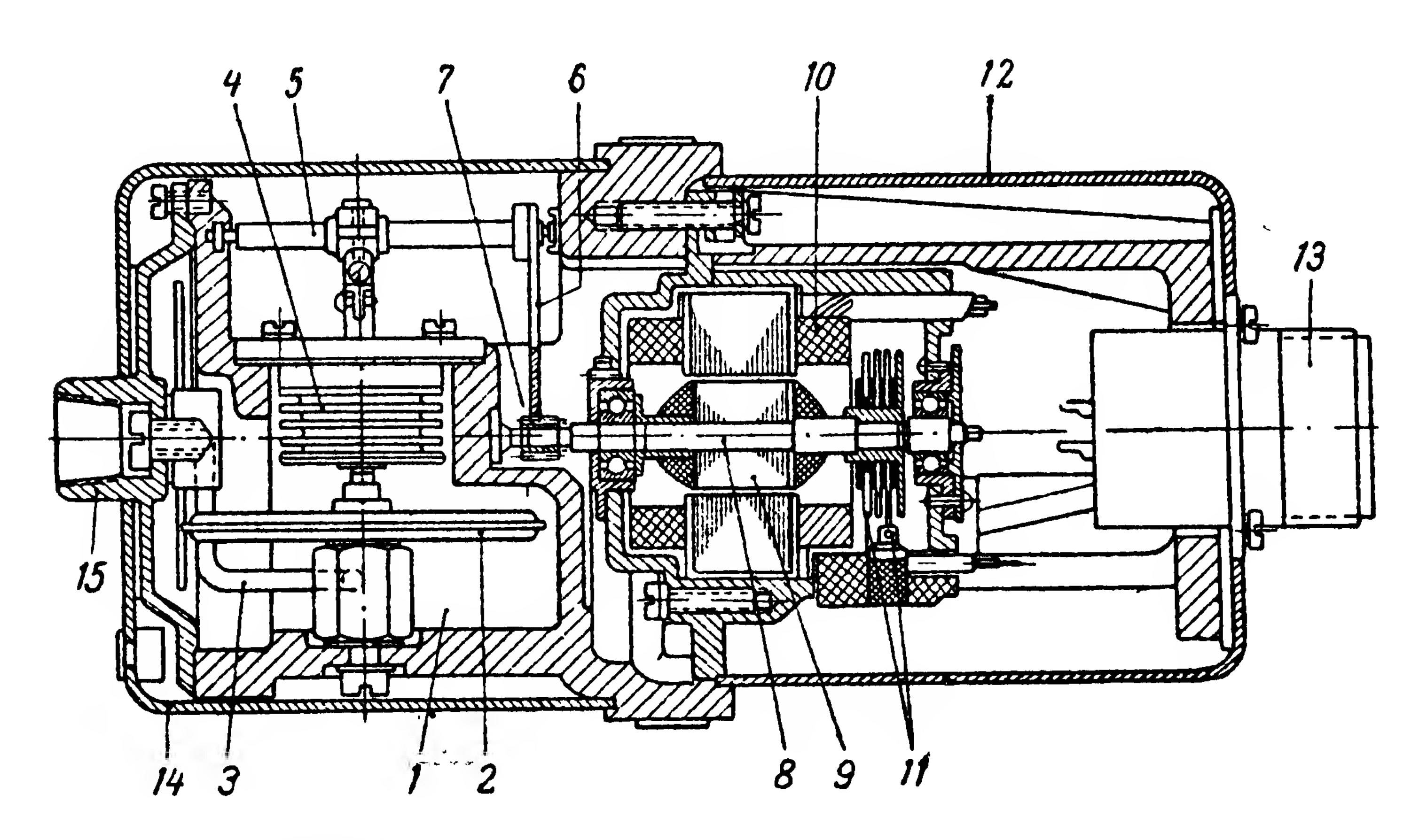
Таким образом, в данном приборе дистанционность достигается благодаря тому, что автосинная система как бы удлиняет выходную ось пружинного манометра-измерителя и позволяет поместить его отсчетное приспособление (шкалу, стрелку) за несколько метров от упругого чувствительного элемента и передаточно-множительного механизма.

В зависимости от диапазона измерения упругий чувствительный элемент измерителя выполняется или в виде трубчатой пружины *1* (см. фиг. 256) или в виде мембранной коробки *2* (см. фиг. 257).

Погрешности электрических манометров на переменном токе складываются:

— из инструментальных погрешностей измерителя, включающих погрешности трения передаточно-множительного механизма, погрешности остаточной деформации упругого чувствительного элемента и температурные погрешности;

— из шкаловых погрешностей указателя.



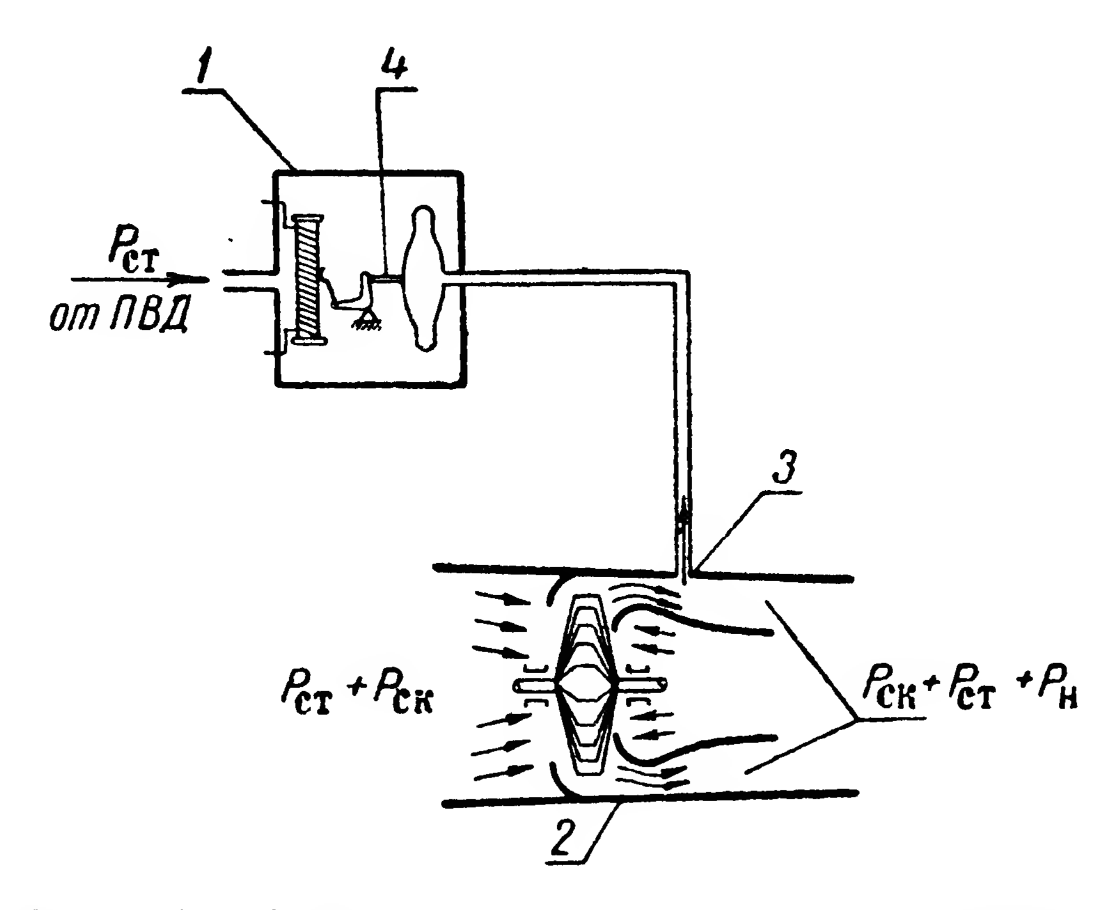
Фиг. 257. Конструкция датчика электрического манометра бензина на переменном токе с пределом измерения до 1,7 *кг/см²*.

1—герметичная камера чувствительного элемента измерителя, соединяемая с системой наддува авиадвигателя или с системой статического давления на самолете; *2*—мембранная коробка — упругий чувствительный элемент измерителя; *3*—трубка, соединяющая внутреннюю полость мембранной коробки с входным штуцером; *4*—сильфон, предназначенный для обеспечения герметичности и для механической связи между мембранной коробкой *2* и передаточно-множительным механизмом измерителя; *5*—ось сектора; *6*—зубчатый сектор; *7*—трибка; *8*—ось ротора автосина-датчика; *9*—ротор автосина; *10*—статорная обмотка автосина; *11*—токоподводы первичной обмотки; *12*—крышка автосина; *13*—штепсельный разъем; *14*—крышка измерителя; *15*—входной штуцер измерителя с вмонтированным в него демпфером, сглаживающим пульсации измеряемого давления.

К числу достоинств этих манометров можно отнести вообще свойственные автосинным приборам неограниченную дистанционность, независимость показаний от колебания напряжения, а также легкость унификации производства: наиболее сложный элемент — электрическая дистанционная передача — может быть совершенно одинаковым для манометров с различными пределами измеряемого давления. Недостатком является то, что к обычным погрешностям пружинных манометров прибавляются еще погрешности электрической дистанционной передачи, в результате чего точность измерения манометрами с автосинной ЭДП на 1—1,5% ниже, чем недистанционными пружинными манометрами. Кроме того, габариты и вес манометров подобного рода больше, чем у рассмотренных выше манометров типа ЭДМУ и манометров с потенциометрической ЭДП.

§ 20. ИЗМЕРЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ НАДДУВА АВИАДВИГАТЕЛЯ

Наддув авиационного двигателя влияет на его мощность и высотность. При заданных числах оборотов между давлением наддува и мощностью авиадвигателя существует прямая пропорциональность: чем выше давление наддува, тем бóльшую мощность развивает поршневой авиационный двигатель. Коэффициент полезного действия и тяга, развиваемая реактивным двигателем, также в значительной степени зависят от степени сжатия воздуха, поступающего в камеры сгорания двигателя. В турбореактивных и поршневых



Фиг. 258. Схема включения датчика манометра ЭДМУ-1 для дифференциального измерения давления за нагнетателем.

1—датчик манометра; 2—нагнетатель; 3—заборник давления; 4—шток, перемещение которого определяется только величиной давления, под которым воздух поступает в камеры сгорания.

авиационных двигателях необходимая степень наддува воздуха достигается специальным нагнетателем. Измерение давления воздуха за нагнетателем или, как принято говорить, измерение наддува авиационного двигателя является одним из важнейших элементов контроля работы двигателя.

Для измерения давления за нагнетателем турбореактивного двигателя применяются электрические манометры ЭДМУ-1. Эти манометры включаются по схеме дифференциального измерения и показывают избыточное давление (фиг. 258).

Герметичный корпус датчика манометра соединяется с трубопроводом статического давления приемника воздушных давлений, а внутрь манометрической коробки подается давление из зоны за нагнетателем. Таким образом, манометр показывает разность между давлением, поступающим в камеры сгорания, и атмосферным. Эта разность давлений до некоторой степени характеризует тягу, развиваемую реактивным двигателем.

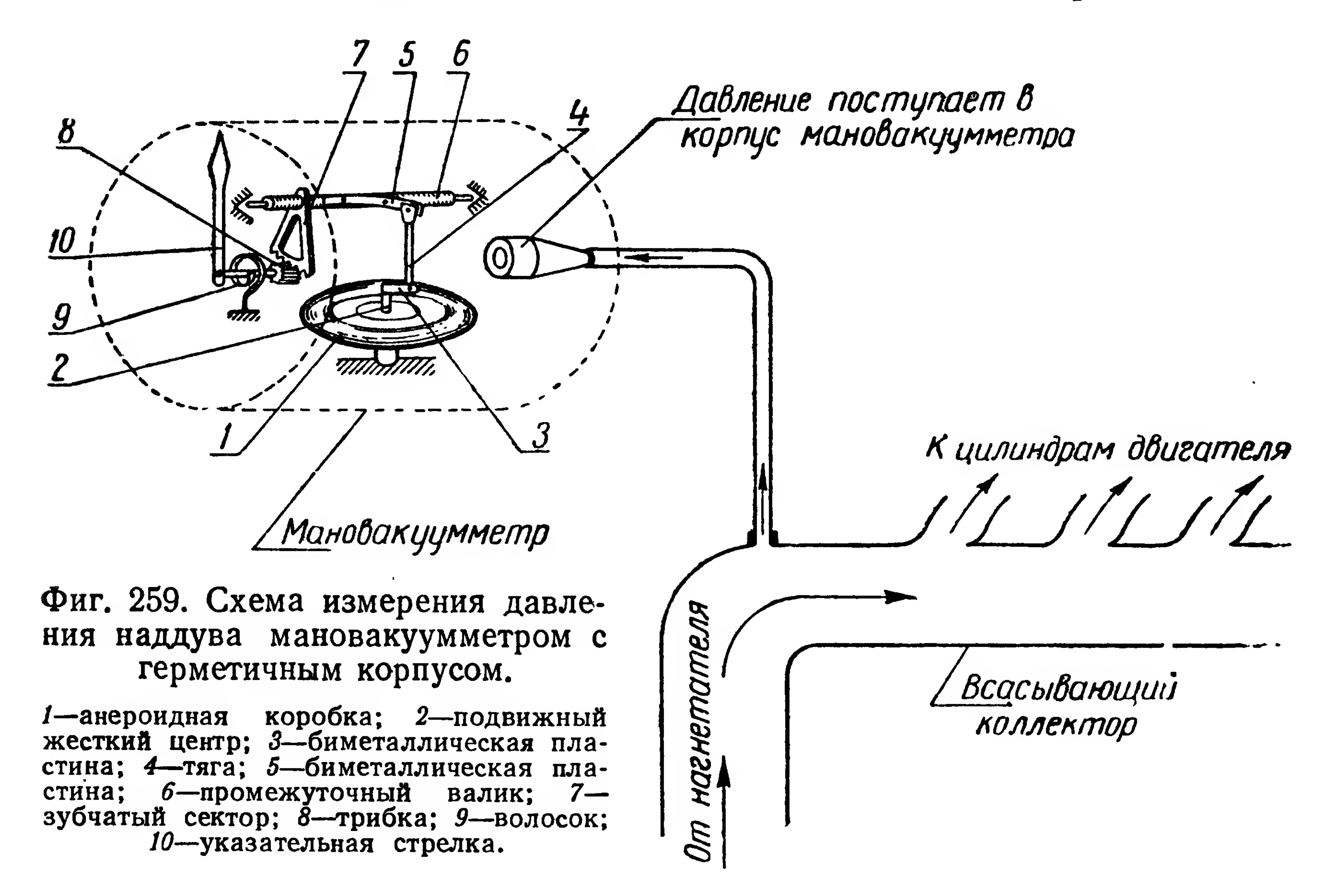
Для измерения наддува поршневых авиационных двигателей применяются недистанционные манометры абсолютного давления, именуемые мановакуумметрами.

Существуют две конструктивные схемы мановакуумметров:

1. С герметичным корпусом и чувствительным элементом в виде анероидной коробки.

2. С негерметичным корпусом и чувствительным элементом в виде блока манометрических и анероидных коробок.

Принцип измерения давления наддува мановакуумметром с герметичным корпусом заключается в следующем (фиг. 259). Измеряемое давление подводится из всасывающего коллектора авиацион-



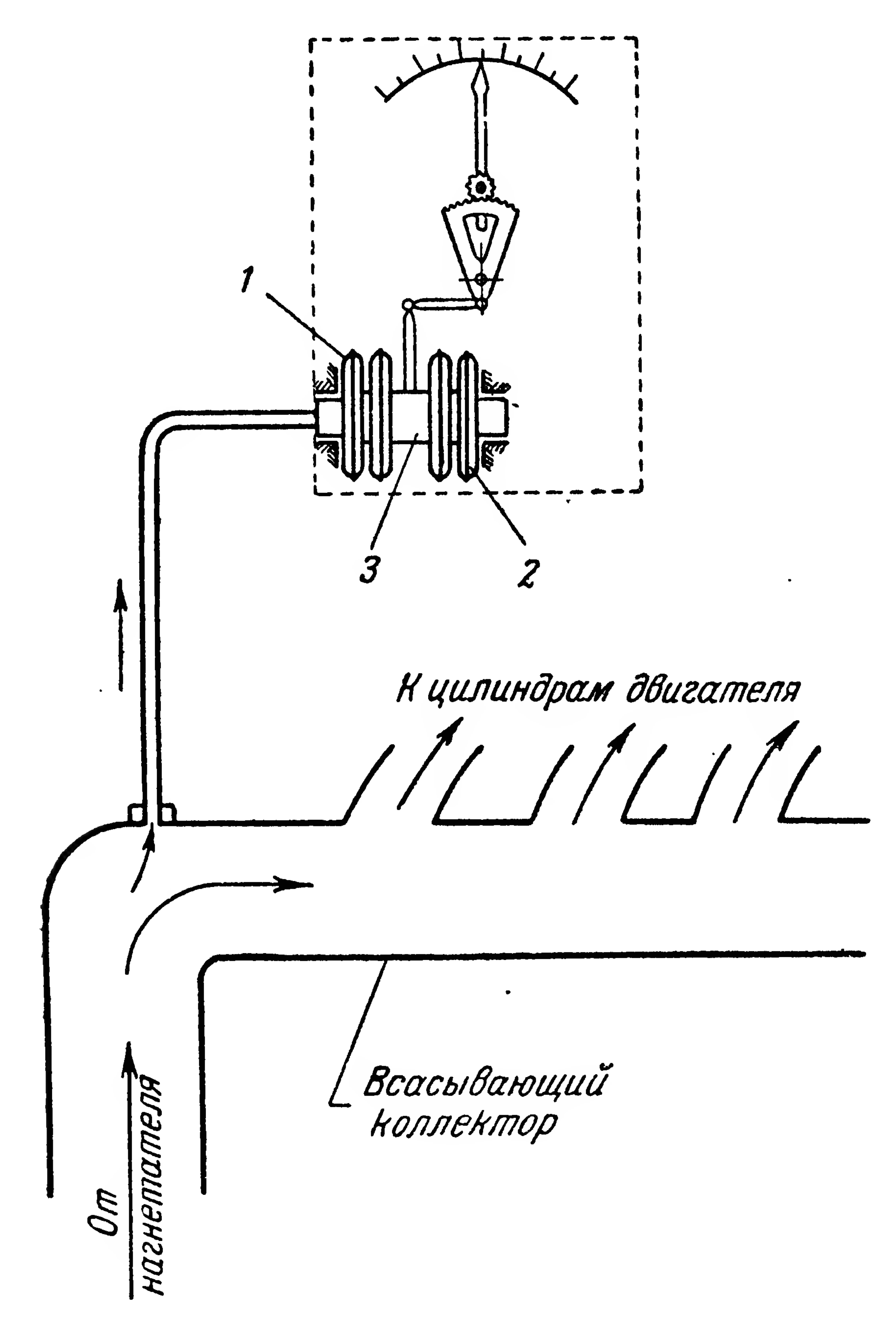
Фиг. 259. Схема измерения давления наддува мановакуумметром с герметичным корпусом.

1—анероидная коробка; *2*—подвижный жесткий центр; *3*—биметаллическая пластина; *4*—тяга; *5*—биметаллическая пластина; *6*—промежуточный валик; *7*—зубчатый сектор; *8*—трибка; *9*—волосок; *10*—указательная стрелка.

ного двигателя по специальному трубопроводу (сечением 4×6 *мм*) к корпусу мановакуумметра, установленного на приборной доске. Чувствительным элементом мановакуумметра служит анероидная коробка *1*, состоящая из двух упругих гофрированных мембран, спаянных по внешней окружности; из внутренней полости мембран выкачан воздух. Одним жестким центром коробка крепится к неподвижной системе прибора; другой подвижный центр *2* коробки связан с передаточно-множительным механизмом прибора. Степень деформации коробки зависит от величины окружающего ее давления, т. е. от давления в корпусе прибора. Так как в корпус подается только давление наддува, то, следовательно, прибор будет показывать абсолютную величину этого давления. При неработающем авиационном двигателе мановакуумметр показывает величину давления атмосферы, окружающей самолет, так как в этом случае корпус прибора через всасывающий коллектор, нагнетатель и всасывающие сопла двигателя соединяется непосредственно с атмосферой. Шкала мановакуумметра градуируется в *мм* рт. ст. Диапазон измерения

зависит от назначения прибора. Наибольшее распространение в настоящее время имеют мановакуумметры МВ-16 со шкалой от 300 до 1600 *мм* рт. ст. и МВ-20 с пределами измерения от 300 и 2000 *мм* рт. ст.; цена деления шкалы в обоих случаях равна 20 *мм* рт. ст.

Принцип действия мановакуумметров в негерметичном корпусе, например, мановакуумметра сдвоенного 2МВ-18 и мановакуумметра



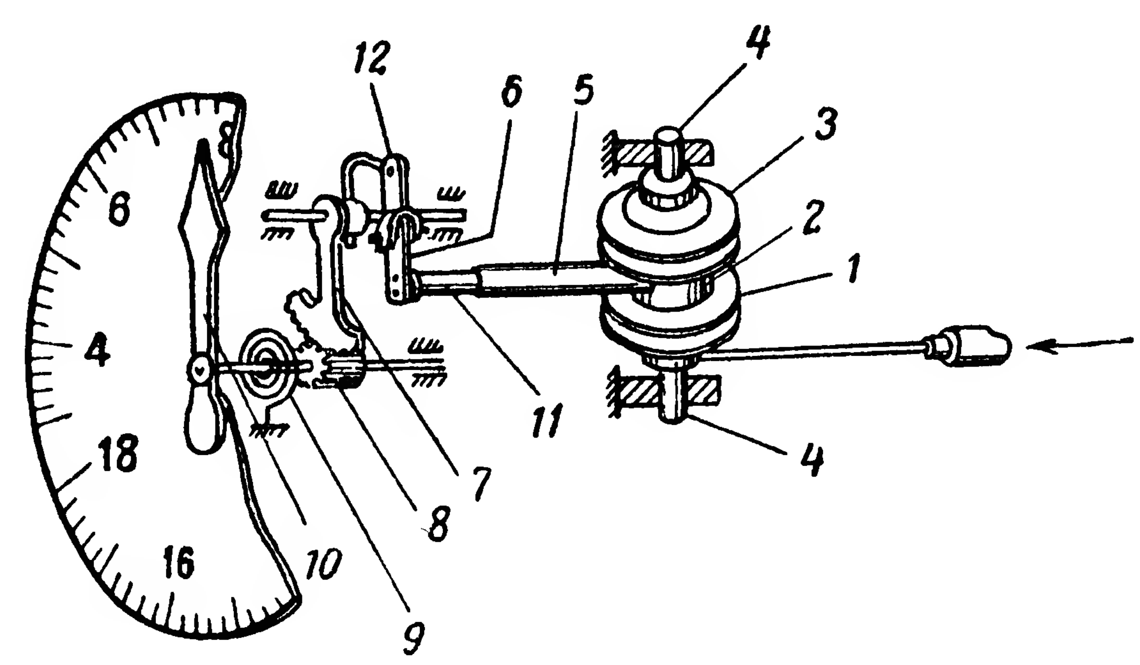
Фиг. 260. Схема измерения давления наддува мановакуумметром с негерметичным корпусом.

1—сдвоенная манометрическая коробка; 2—сдвоенная анероидная коробка; 3—подвижный жесткий центр.

МВ-20М существенно отличается от принципа действия мановакуумметра с герметичным корпусом. В мановакуумметре с негерметичным корпусом чувствительным элементом является дифференциальный блок из манометрической и анероидной коробок (фиг. 260 и 261). Измеряемое давление подается внутрь манометрической коробки и вызывает ее деформацию. Степень деформации манометрической коробки зависит не только от ее упругости, но также от упругости

анероидной коробки. Перемещение подвижного жесткого центра блока коробок прекратится, когда силы упругости всех мембран станут равными измеряемому давлению; прибор покажет в этот момент абсолютную величину давления наддува.

Эффективная поверхность манометрических и анероидных коробок одинакова. Поэтому величина окружающего мембраны давления никакого влияния на показания прибора не оказывает. С какой силой внешнее атмосферное давление противодействует деформации манометрической коробки, с такой же силой это давление способствует деформации анероидной коробки. Перемещение подвижного жесткого центра блока определяется только разностью давлений в манометрической и анероидной коробках независимо от давления вне коробок.



Фиг. 261. Кинематическая схема мановакуумметра с негерметичным корпусом.

1—сдвоенная манометрическая коробка; *2*—подвижный жесткий центр дифференциального блока мембранных коробок; *3*—сдвоенная анероидная коробка; *4*—жестко закрепленные неподвижные центры мембранных коробок; *5*—рычаг; *6*—тяга; *7*—зубчатый сектор; *8*—трибка; *9*—волосок; *10*—указательная стрелка; *11*—биметаллическая пластинка температурной компенсации первого рода; *12*—биметаллическая пластинка температурной компенсации второго рода.

В этом заключается существенное преимущество манометров с чувствительным элементом в виде дифференциального блока мембранных коробок перед мановакуумметрами с герметичным корпусом, у которых к герметичности корпуса предъявляются высокие требования, обусловленные, во-первых, тем, что при значительной негерметичности корпуса показания прибора не будут соответствовать истинной величине давления наддува; во-вторых, тем, что даже при незначительной негерметичности корпуса, не сказывающейся на точности измерения, наличие струи воздуха, протекающей через корпус прибора, приводит к тому, что поступающие с воздухом пары бензина (а частично и масла) вызывают коррозию, засорение механизма прибора и быстро выводят его из строя.

Мановакуумметры обеих систем имеют только инструментальные погрешности. Методические погрешности отсутствуют. Из инструментальных погрешностей наибольшее значение могут иметь температурные. Поэтому в приборах применена температурная компенсация первого и второго рода при помощи биметаллических пластин.

Компенсация первого рода, осуществляемая биметаллической пластинкой (или валиком), установленной на подвижном жестком центре (*3* на фиг. 259 и *11* на фиг. 261), предотвращает погрешности в показаниях прибора из-за изменения линейных размеров деталей при изменении температуры передаточно-множительного механизма.

Компенсация второго рода, т. е. компенсация температурных погрешностей, которые могут возникнуть из-за изменения упругости мембран, осуществляется биметаллической пластинкой *12*, связанной с осью зубчатого сектора *7*. При изменении температуры изменяется передаточное отношение механизма и тем самым компенсируется уменьшение или увеличение перемещения подвижного жесткого центра мембранных коробок.

Погрешности на рабочем участке шкалы (800—1400 *мм* рт. ст.) мановакуумметров обеих систем при нормальной температуре не превышают ± 1—2%.

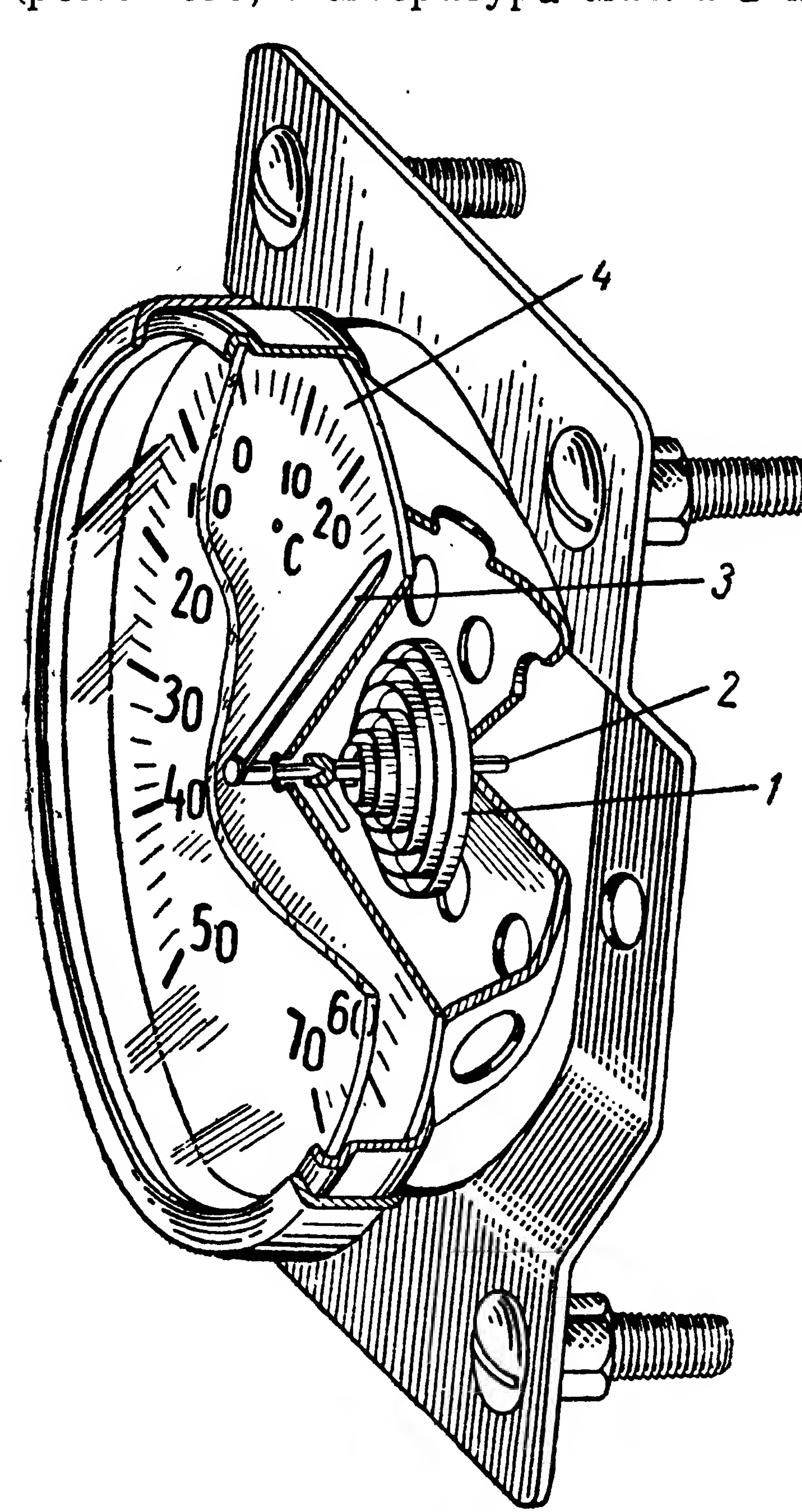
§ 21. ИЗМЕРЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ

Одним из важнейших условий, влияющих на работу авиационного двигателя, является его температурный режим. Перегрев авиационного двигателя может привести к аварии или к выходу из строя отдельных деталей, а в реактивных двигателях и к возникновению пожара. Если недостаточно прогретый при запуске двигатель переводится на рабочий режим или если в полете допущено переохлаждение двигателя, то в работе его наступают перебои, которые могут повлечь за собой аварию самолета.

Необходимый температурный режим поршневых авиационных двигателей жидкостного охлаждения поддерживается путем непрерывного пропускания через зарубашечное пространство двигателя охлаждающей жидкости (воды или низкозамерзающей смеси из воды, спирта и глицерина), которая, омывая цилиндры, отнимает от них тепло. Контроль температурного режима осуществляется по температуре охлаждающей жидкости, поступающей в двигатель. В отдельных случаях контроль производится по перепаду температур, т. е. измеряется температура охлаждающей жидкости на входе в двигатель и на выходе из него. Для измерения температуры охлаждающей жидкости, обычно равной от 50 до 120° С, применяются жидкостные дистанционные термометры и электрические термометры сопротивления. У двигателей воздушного охлаждения температурный режим контролируется путем непрерывного измерения температуры головки наиболее нагретого цилиндра двигателя (обычно первого). Для этой цели применяются термоэлектрические термометры с диапазоном измерения от 100 до 350° С. Температурный режим турбореактивных двигателей контролируется наблюдением за температурой газов в реактивном сопле двигателя, измеряемой термоэлектрическими термометрами с пределом измерения до 900—1000° С.

Состояние смазки авиационного двигателя, являющееся чрезвычайно важным условием безотказной работы двигателя, характеризуется не только давлением масла в главной масляной магистрали

двигателя, но и температурой масла. При повышении температуры масла вязкость и смазывающая способность его понижаются. При низкой температуре вязкость масла оказывается недостаточной, чтобы обеспечить проникновение его в малые зазоры между трущимися деталями; одновременно увеличиваются также потери на трение. Кроме того, температура масла в некоторой степени характеризует и температурный режим двигателя. Поэтому наблюдение за температурой масла является одним из основных элементов контроля работы авиационного двигателя. Для измерения температуры масла применяются жидкостные дистанционные термометры и электрические термометры сопротивления.



Фиг. 262. Биметаллический термометр воздуха внутри кабины ТВ-46.

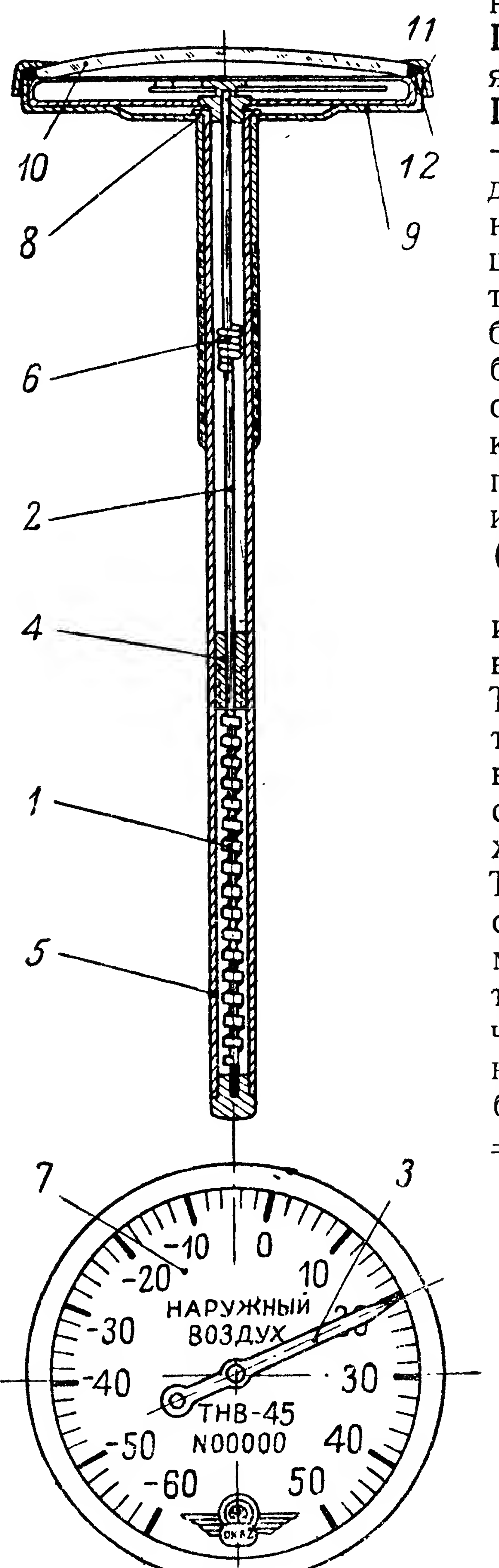
1—биметаллическая спираль; *2*—ось; *3*—указательная стрелка; *4*—циферблат.

В некоторых авиационных двигателях для лучшего образования горючей смеси воздух, поступающий в карбюраторы, подогревается. Для измерения температуры этого воздуха используется электрический термометр сопротивления, датчик которого в этом случае устанавливается в карбюраторе.

Кроме измерения температуры, необходимого для контроля работы авиационного двигателя, на самолетах измеряют также температуру наружного воздуха и температуру воздуха внутри кабины. Знание температуры наружного воздуха необходимо для штурманских расчетов. Температура наружного воздуха измеряется обычно электрическими термометрами сопротивления и реже биметаллическими термометрами. Датчик электрического термометра в этом случае устанавливается вне кабины самолета.

Для измерения температуры воздуха внутри кабины самолета пользуются биметаллическими термометрами. Чувствительным элементом такого термометра является биметаллическая спираль. Угол закручивания спирали связан с изменением окружающей температуры прямолинейной зависимостью (некоторое отступление имеет место на крайних, особенно на нижних точках шкалы). Один внешний конец спирали *1* закрепляется неподвижно, второй (внутренний)

связывается непосредственно с подвижной осью 2, на которой устанавливается указательная стрелка 3. Примером термометров этого класса является термометр ТВ-46 (фиг. 262). Предел измерения его от —50 до +70° С. Цена деления 2° С. Приведенная погрешность термометра равна примерно ±2,5% (3° С) по всей шкале. Прибор отличается исключительной простотой, надежностью, безотказностью работы в условиях большой влажности (до 95%), имеет очень малый вес (65 г). Недостатком термометра является большая постоянная времени[1] (около 6 мин.) и значительная вариация показаний (около 6° С).



Биметаллический термометр для измерения температуры наружного воздуха отличается от термометра ТВ-46 тем, что у него теплочувствительный элемент выполняется не в виде плоской, а в виде цилиндрической спирали. На фиг. 263 изображен термометр наружного воздуха ТНВ-45, имеющий предел измерения от —60 до +50° С. Благодаря применению цилиндрической спирали точность термометра ТНВ-45 выше, чем ТВ-46; приведенная погрешность не превышает ±1%. Вес прибора 80 г.

Фиг. 263. Биметаллический термометр наружного воздуха ТНВ-45.

1—биметаллическая цилиндрическая спираль; *2*—ось указательной стрелки; *3*—стрелка; *4*—неподвижная втулка, к которой приварен неподвижный конец биметаллической спирали; *5*—корпус теплочувствительного элемента; *6*—втулка, предохраняющая ось *2* от прогиба; *7*—циферблат, имеющий возможность поворачиваться вокруг втулки *8* для установки шкалы на нуль; *8*—втулка; *9*—пружинящее кольцо крепления циферблата; *10*—стекло; *11*—крышка крепления стекла; *12*—уплотняющая резиновая прокладка, обеспечивающая полную герметичность корпуса.

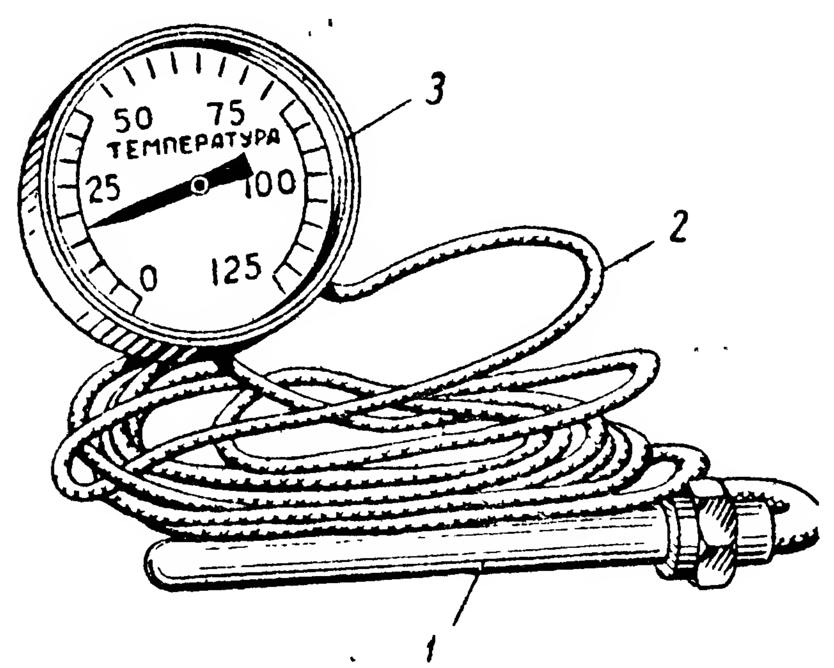
[1] Постоянная времени термометра, характеризующая его инерционность, представляет собой время, в течение которого показания термометра, перенесенного из среды с одной температурой в среду с другой температурой, приблизятся к температуре новой окружающей среды на 0,63 перепада температур.

Жидкостные авиационные термометры

Жидкостный авиационный термометр (фиг. 264 и 265) представляет собой дистанционный манометрический прибор, состоящий из:

приемника — металлического термопатрона, наполненного примерно наполовину низкокипящей жидкостью и устанавливаемого на месте измерения: в трубопроводе масла или охлаждающей жидкости;

указателя — обычного манометра с трубчатой пружиной, устанавливаемого на приборной доске в кабине самолета;



Фиг. 264. Жидкостный авиационный термометр.

1—приемник; 2—линия передачи; 3—указатель.

Фиг. 265. Принципиальная схема жидкостного термометра.

1—термопатрон; 2—капиллярный трубопровод; 3—пружинный манометр.

линии передачи — капилярного трубопровода, соединяющего внутреннюю полость приемника, заполненную парами низкокипящей жидкости [1], с внутренней полостью трубчатой пружины манометра-указателя.

Метод измерения температуры при помощи жидкостного термометра основан на использовании однозначной функциональной зависимости между давлением насыщенных паров низкокипящей жидкости, играющей роль рабочего тела, и температурой этой жидкости.

Если жидкость поместить в замкнутый сосуд так, чтобы над ней оставалось свободное пространство, и нагреть до температуры кипения, то жидкость начнет кипеть, превращаясь в пар. По мере увеличения количества пара давление его будет повышаться. В замкнутом объеме при данной температуре может поместиться вполне

[1] Низкокипящими называются жидкости с температурой кипения в пределах от +31 до —35° С. Для авиационных термометров чаще всего применяют хлорметил и ацетон. Температура кипения хлорметила равна —24,09° С, ацетона +56° С.

определенное количество частиц пара. Поэтому процесс увеличения количества пара и повышения его давления будет продолжаться до тех пор, пока пространство над жидкостью не станет полностью насыщенным парами, т. е. пока не наступит состояние *динамического равновесия,* при котором количеству частиц жидкости, превращающихся в пар, соответствует точно такое же количество частиц пара, превращающихся (конденсирующихся) в жидкость. Пары, заполняющие пространство над жидкостью при состоянии динамического равновесия, носят название *насыщенных* паров. Если увеличить температуру жидкости, то большее количество ее превратится в пар, и состояние динамического равновесия наступит при более высоком давлении насыщенных паров. Таким образом, между температурой жидкости и давлением ее насыщенных паров существует вполне определенная зависимость. Для хлорметила и ацетона эта зависимость указана в табл. 8 и 9 и на фиг. 266.

Таблица 8

Давление насыщенных паров хлорметила в зависимости от температуры

Температура в °С	Давление в *мм* рт. ст.	Температура в °С	Давление в *мм* рт. ст.
0	1885	70	13 551
10	2723	80	16 928
20	3659	90	20 845
30	4923	100	25 397
40	6513	110	30 480
50	8459	120	36 342
60	10814	130	42 944

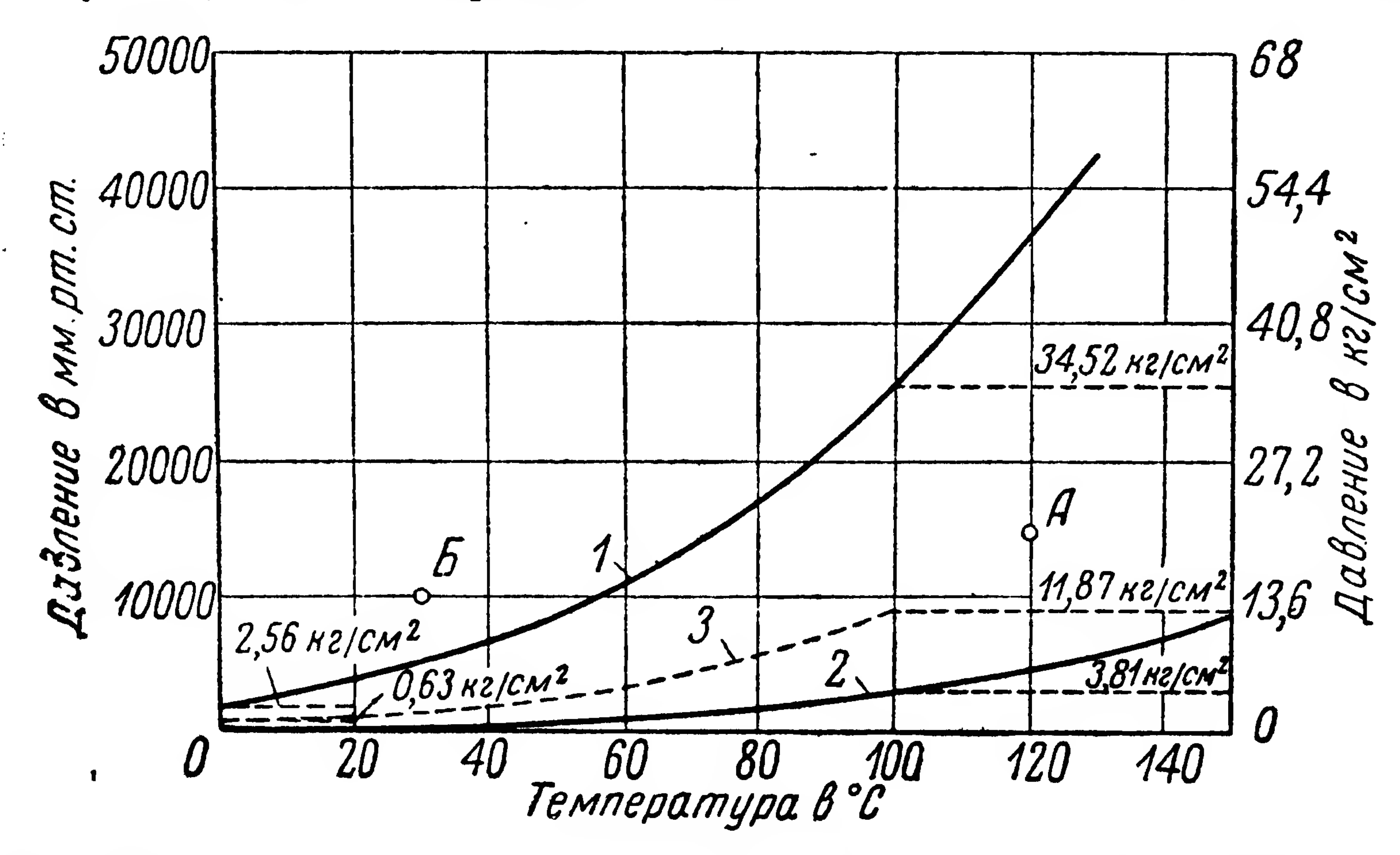
Таблица 9

Давление насыщенных паров ацетона в зависимости от температуры

Температура в °С	Давление в *мм* рт. ст.	Температура в °С	Давление в *мм* рт. ст.
− 5	53	+ 80	1611
0	70	+100	2797
+20	186	+120	4547
+40	425	+140	6974
+60	860		

Кривые на фиг. 266 представляют собой границы процесса парообразования в замкнутом сосуде. Если температуре сосуда соответ-

ствует давление, определяемое по кривой для данной жидкости, то процесс парообразования находится в состоянии динамического равновесия. Когда состояние процесса определяется точками, лежащими справа и ниже кривой, например, соответствующими давлению 15 000 *мм* рт. ст. при температуре 120° С (точка *А* для хлорметила), то это означает, что в сосуде вся жидкость испарилась и насыщенный пар перешел в перегретый. Точки, лежащие слева и выше кривой (например, точка *Б*), характеризуют также однофазное, но уже жидкое состояние рабочего тела в сосуде. Парообразование хотя при этом и происходит, но весьма неинтенсивно. Это состояние можно получить, если, например, путем сокращения объема сосуда с



Фиг. 266. Зависимость между давлением насыщенных паров низкокипящей жидкости и ее температурой.

1—для хлорметила; *2*—для ацетона; *3*—для хлорэтила.

хлорметилом, нагретым до 30° С, увеличить давление с 5000 до 10 000 *мм* рт. ст. Такое увеличение давления повлечет за собой превращение насыщенного пара в жидкость.

По фиг. 266 видно, что при изменении температуры от 0 до 100° С давление насыщенных паров хлорметила изменяется от 2,56 до 34,52 *кг/см²*, т. е. примерно на 32 *кг/см²*, в то время как для ацетона разница равна только 3,7 *кг/см²*. Эта характеристика низкокипящей жидкости имеет важное значение при выборе рабочего тела для авиационных термометров. Применяя жидкость с бо́льшим перепадом изменения давления по температуре, можно получить более чувствительный термометр. Одной из причин замены хлорэтила, применявшегося ранее в качестве рабочего тела в жидкостных термометрах, хлорметилом является то, что у первого перепад давления по температуре примерно в три раза меньше, чем у второго. Другой весьма существенной характеристикой, определяющей выбор низкокипящей жидкости в качестве рабочего тела, является ее критическая температура. Плавная зависимость между температурой жидкости и давлением ее насыщенных паров сохраняется только

до некоторой, определенной для каждой жидкости, температуры именуемой критической. При критической температуре происходит резкое скачкообразное увеличение давления, грань между жидкостью и паром стирается, т. е. плотность их становится одинаковой. Дальнейший нагрев не вызывает увеличения давления: оно остается постоянным, равным критическому. Таким образом, критическая температура рабочего тела, применяемого в жидкостном термометре, определяет верхний предел его измерения: он выбирается несколько меньшим критической температуры.

Для хлорметила критическая температура равна 153,2° С, а критическое давление 66 *кг/см*². Ацетон имеет критическую температуру 232,6° С при критическом давлении 52,2 *кг/см*². Поэтому хлорметиловые термометры изготовляются обычно на диапазон температур от 0 до 125° С. Термометры, в которых рабочим телом является ацетон, позволяют измерять температуру от +50 до +200° С. Нижний предел измерения жидкостных термометров определяется минимальной величиной давления насыщенных паров, необходимой для работы прибора. Этим и объясняется недостаток ацетоновых термометров, у которых нижний предел измерения соответствует высокой температуре. Температура среды, в которой находится приемник жидкостного термометра, определяется путем измерения давления насыщенных паров жидкости в приемнике. Отсюда можно сделать два практических вывода.

1. Наполнение приемника должно быть таким, чтобы при любой температуре, на которую рассчитан прибор, жидкость не заполняла всего объема приемника и в то же время не обращалась полностью в пар, т. е. рабочее тело в приемнике всегда должно находиться в двухфазном состоянии: частично в жидком, частично в газообразном; в противном случае нельзя получить насыщенных паров. Установлено, что с учетом расхода жидкости на заполнение линии передачи и внутренней полости трубчатой пружины указателя этому условию удовлетворяет наполнение приемника примерно на половину его объема.

2. Температура среды, окружающей линию передачи и указатель термометра, при изменении ее в установленных для авиационных приборов пределах от +50 до —60° С, не вносит методической погрешности в показания прибора. В самом деле, вещество, наполняющее линию передачи и трубчатую пружину указателя прибора, выполняет лишь роль передающего тела. Состояние этого вещества не влияет на показания прибора до тех пор, пока оно обеспечивает передачу давления насыщенных паров к измерительной системе прибора. В жидкостном термометре приемник, линия передачи и трубчатая пружина манометра представляют собой три сообщающихся объема, поэтому давление в каждом из этих объемов одинаково и равно давлению насыщенных паров в приемнике. Но температура этих объемов при работающем двигателе различна, причем наиболее высокую температуру имеет приемник. Следовательно, динамическое равновесие во всей системе прибора определяется прежде всего температурой приемника.

Линия передачи и трубчатая пружина оказываются заполненными только жидкой фазой рабочего тела. Давление в линии передачи и трубчатой пружине равно давлению в приемнике, а температура ниже, и это приводит к конденсации насыщенных паров, поступающих из приемника.

Большое значение имеет также температура замерзания передающей жидкости. У хлорметила и ацетона температура замерзания равна примерно — 95° С; таким образом, они вполне удовлетворяют требованиям, предъявляемым к передающей жидкости, и обеспечивают нормальную работу прибора при низких температурах окружающей среды.

В качестве линии передачи для жидкостных термометров используется капиллярный трубопровод. Принципиально объем линии передачи не имеет значения, если расход низкокипящей жидкости на заполнение ее (и трубчатой пружины) при работе прибора не вызовет полного израсходования этой жидкости в приемнике. Однако если объем линии передачи будет велик, то придется создать и приемник большого объема, что для авиационного прибора недопустимо. Применение капиллярного трубопровода с малым внутренним диаметром (обычно 0,35 *мм*) обеспечивает получение минимального объема линии передачи, а следовательно, и наименьших габаритов приемника.

Погрешности жидкостных термометров складываются из инструментальных погрешностей манометрической части прибора и методической погрешности.

Инструментальные погрешности жидкостных термометров, кроме обычных причин, вызываются также запаздыванием показаний прибора, объясняемым тем, что на передачу давления по капиллярам от приемника до указателя требуется некоторое время. Запаздывание тем больше, чем длиннее трубопровод. Для хлорметиловых и ацетоновых термометров это время составляет в среднем 10—15 сек. при изменении температуры приемника на 10° С. Этот недостаток жидкостных термометров (вместе с необходимостью иметь минимальный объем линии передачи) ограничивает их дистанционность, которая обычно не превышает 14 *м*.

Максимальная приведенная инструментальная погрешность жидкостных термометров, как правило, не превышает $\pm 4 \div 5\%$.

Методическая (именуемая обычно высотной) погрешность жидкостных термометров обусловлена тем, что они градуируются при нормальном атмосферном давлении (760 *мм* рт. ст.). С поднятием на высоту атмосферное давление, действующее с внешней стороны на трубчатую пружину указателя, уменьшается; поэтому прибор показывает температуру выше истинной. Величина методической погрешности растет с высотой полета; кроме того, для одной и той же высоты полета она не одинакова при различных температурах: чем выше температура, тем погрешность будет меньше. Рассмотрим пример зависимости методической погрешности от температуры для хлорметилового термометра. Допустим, что высота полета равна 8200 *м*. На этой высоте атмосферное давление на 500 *мм* рт. ст.

меньше, чем нормальное давление у земли. Если температура приемника равна 40° С, то давление насыщенных паров в нем равно 6513 *мм* рт. ст. (см. табл. 9). Но вследствие уменьшения внешнего давления трубчатая пружина указателя будет деформироваться, как при давлении 6513+500=7013 *мм* рт. ст. В результате прибор покажет не 40° С, а примерно 43° С (см. кривую *1* на фиг. 266), т. е. абсолютная методическая погрешность будет равна +3° С. При температуре 80° С на трубчатую пружину будет действовать суммарное давление 16 928+500=17 428 *мм* рт. ст., и прибор покажет около 82° С, т. е. при этой температуре абсолютная методическая погрешность составит +2° С и будет меньше, чем при 40° С. На всем диапазоне температур и высот, на котором применяются хлорметиловые термометры, приведенная методическая погрешность колеблется от ±1 до ±4%. Для ацетоновых термометров она гораздо выше вследствие меньшего давления насыщенных паров в приемнике. В хлорэтиловых термометрах приведенная высотная погрешность доходила до 12%.

Электрические термометры сопротивления

Недостатки жидкостных термометров — нескомпенсированная методическая погрешность, недостаточная эксплуатационная надежность капиллярного трубопровода, ограниченная дистанционность и др. — привели к замене их более совершенными дистанционными приборами для измерения средних температур: электрическими термометрами сопротивления.

В настоящее время существует много схем авиационных электрических термометров. Принцип действия всех их один и тот же и заключается в измерении магнитоэлектрическим гальванометром или логометром, включенным в диагональ (полудиагональ) неуравновешенного моста, изменений сопротивления одного из плеч моста, происходящих под действием измеряемой температуры. Возможность применения такого метода для измерения температуры, а также принцип действия различных мостовых схем подробно изложены в § 14 и 15. Здесь остановимся на рассмотрении одной, наиболее совершенной схемы отечественного электрического термометра сопротивления, а именно термометра унифицированного электрического ТУЭ-48. При этом отметим основные отличия современного термометра от более ранних типов.

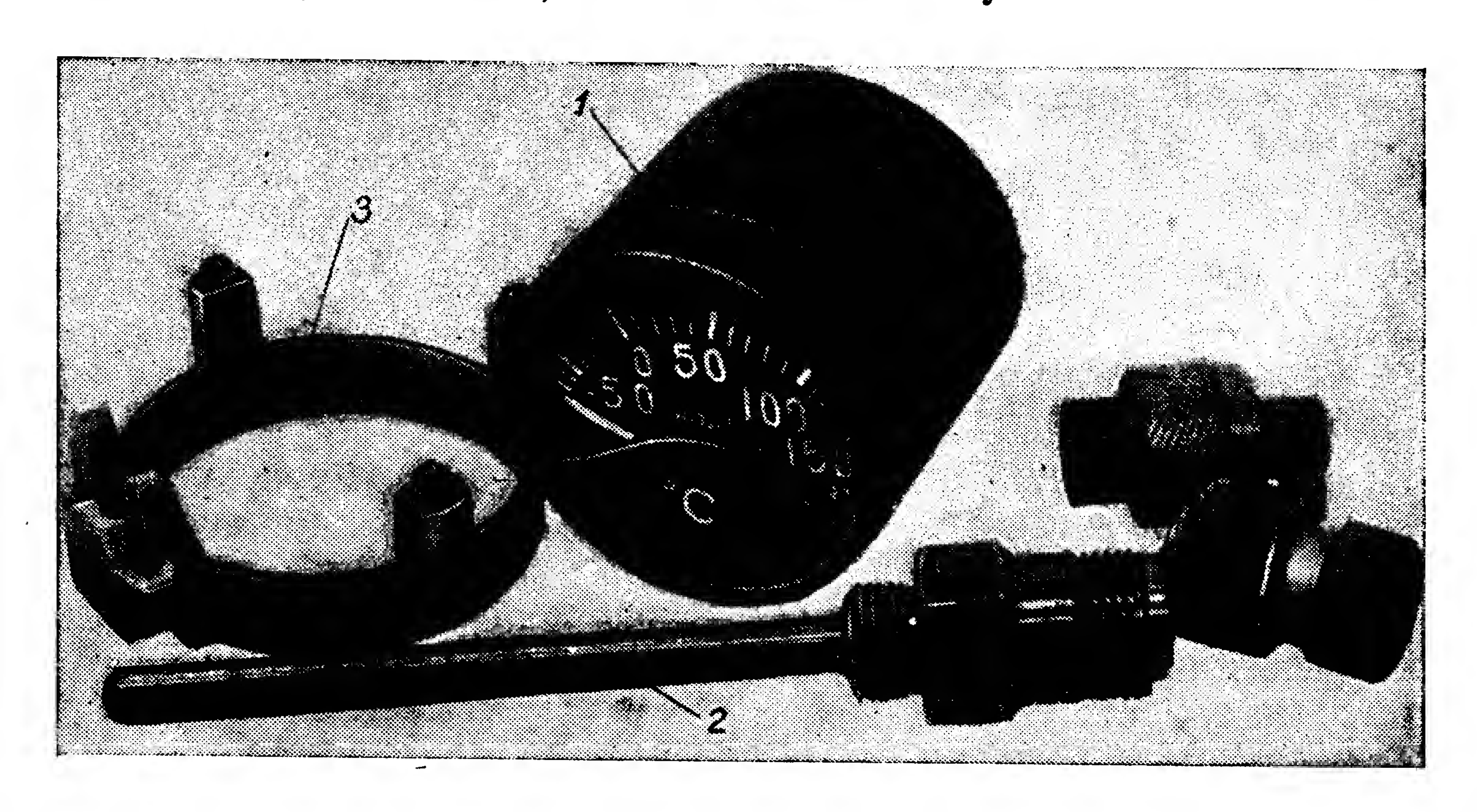
Термометр ТУЭ-48 (фиг. 267) предназначен для дистанционного измерения температур масла, охлаждающей жидкости и воздуха. Благодаря такому многоцелевому назначению он и получил название «унифицированного». Максимальный диапазон измерения прибора от —70 до +150° С, рабочий диапазон от —40 до +130° С.

Прибор состоит из указателя и датчика, соединяемых линией связи из обычного провода ЛПРГС или БПВЛ.

Указатель (фиг. 268) представляет собой магнитоэлектрический логометр (фиг. 269) с подвижным магнитом и двумя неподвижными катушками, расположенными под углом 120° друг к другу. Конструк-

тивно каждая из катушек выполнена в виде двух отдельных частей, соединенных между собой последовательно. В корпусе указателя, кроме логометра, помещены также катушки сопротивлений электрической схемы прибора. Указатель ТУЭ-48 отличается простотой конструкции и большой вибропрочностью; размах шкалы его 120°.

Теплочувствительный элемент датчика ТУЭ-48 наматывается из никелевого провода. Никель обладает рядом преимуществ перед медью: он более теплостоек, менее подвержен коррозии при высоких температурах и т. д. Температурный коэффициент сопротивления никеля выше, чем меди, из-за этого теплочувствительный элемент



Фиг. 267. Комплект ТУЭ-48.

1—указатель; *2*—датчик; *3*—крепежное кольцо.

из никеля при том же изменении температуры будет вносить бóльшую неуравновешенность в схему моста, чем элемент, изготовленный из меди. Значит, чувствительность прибора повысится. Никель обладает, однако, существенным недостатком: его температурный коэффициент неодинаков для различных партий провода. Чтобы устранить этот недостаток и обеспечить взаимозаменяемость теплочувствительных элементов, последовательно с никелевым сопротивлением включается компенсационное сопротивление из манганина. Величина компенсационного сопротивления подбирается такой, чтобы независимо от сорта никеля все теплочувствительные элементы имели одинаковый температурный коэффициент и по сопротивлению соответствовали одной градуировочной таблице (табл. 10). Эта таблица составлена по формуле

$$R_{д} = R_{м}(1 + \alpha t) + R_{0_{Ni}}(1 + \alpha_{Ni} t)$$

или, поскольку температурный коэффициент сопротивления манганина $\alpha_{м}$ практически равен нулю,

$$R_{д} = R_{м} + R_{0_{Ni}}(1 + \alpha_{Ni} t),$$

где $R_д$ — сопротивление датчика;
$R_м$ — компенсационное сопротивление из манганина;
$R_{0_{Ni}}$ — сопротивление никелевого теплочувствительного элемента датчика;
α_{Ni} — температурный коэффициент сопротивления выбранного сорта никеля;
t — температура в °C.

Таблица 10

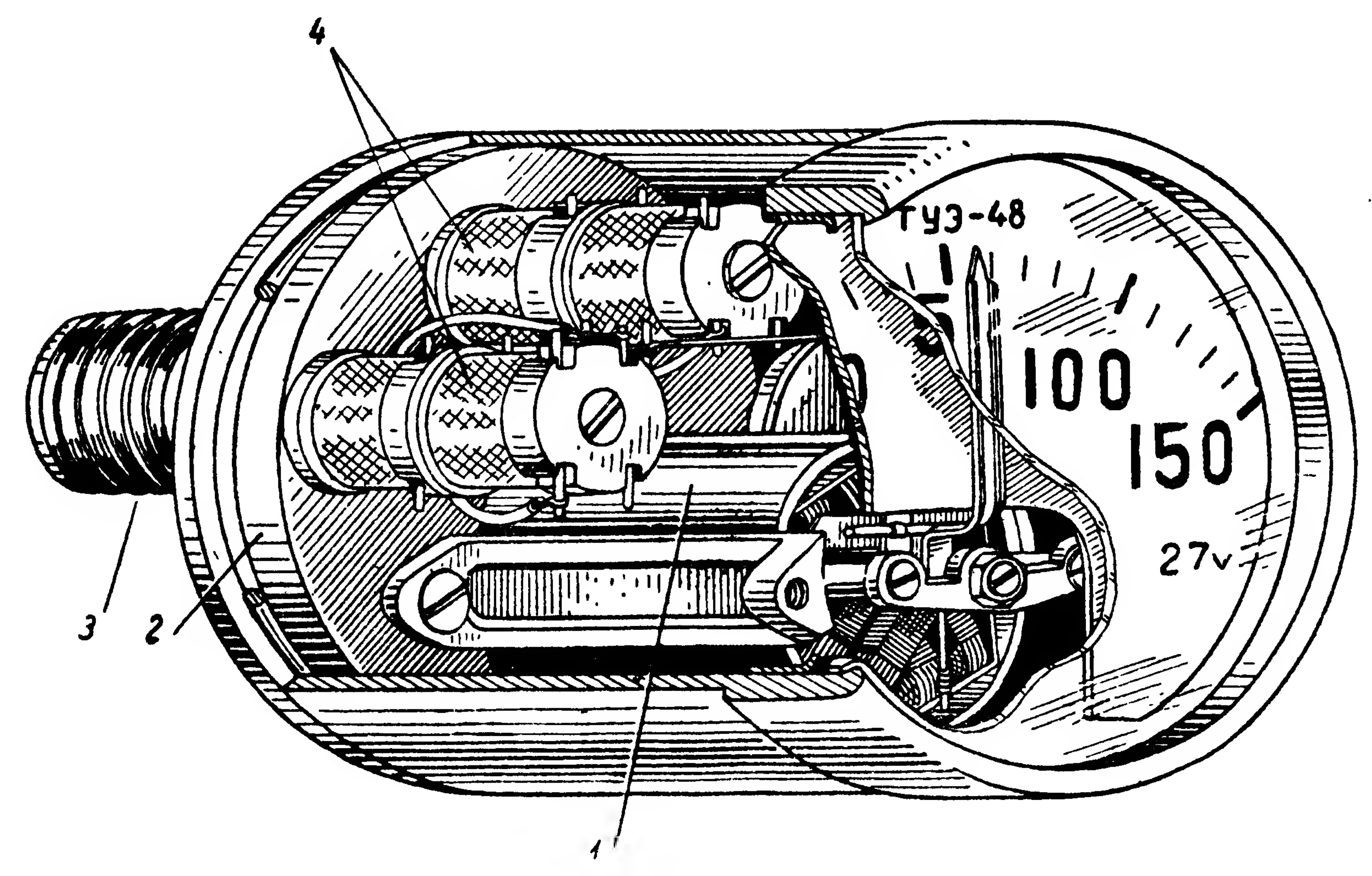
Зависимость сопротивления теплочувствительного элемента датчика ТУЭ-38 от температуры

Температура в °C	Сопротивление в *ом*	Температура в °C	Сопротивление в *ом*
−70	68,20	+50	108,65
−60	70,90	+60	112,62
−50	73,70	+70	116,80
−40	76,70	+80	121,06
−30	79,80	+90	125,40
−20	83,00	+100	129,80
−10	86,40	+110	134,25
0	90,10	+120	138.80
+10	93,60	+130	143,40
+20	97,20	+140	148,20
+30	100,90	+150	153,10
+40	104,70		

Результирующий температурный коэффициент теплочувствительного элемента ТЭУ-48 по величине немного отличается от температурных коэффициентов медных элементов, но зато он почти постоянен на всем диапазоне температур от —70 до +150°, лишь несколько понижаясь с повышением температуры (фиг. 270). Температурный коэффициент меди имеет меньшее постоянство (при температурах, выходящих за предел 0—100° C). Характер изменения температурного коэффициента сопротивления в зависимости от температуры определяет равномерность шкалы.

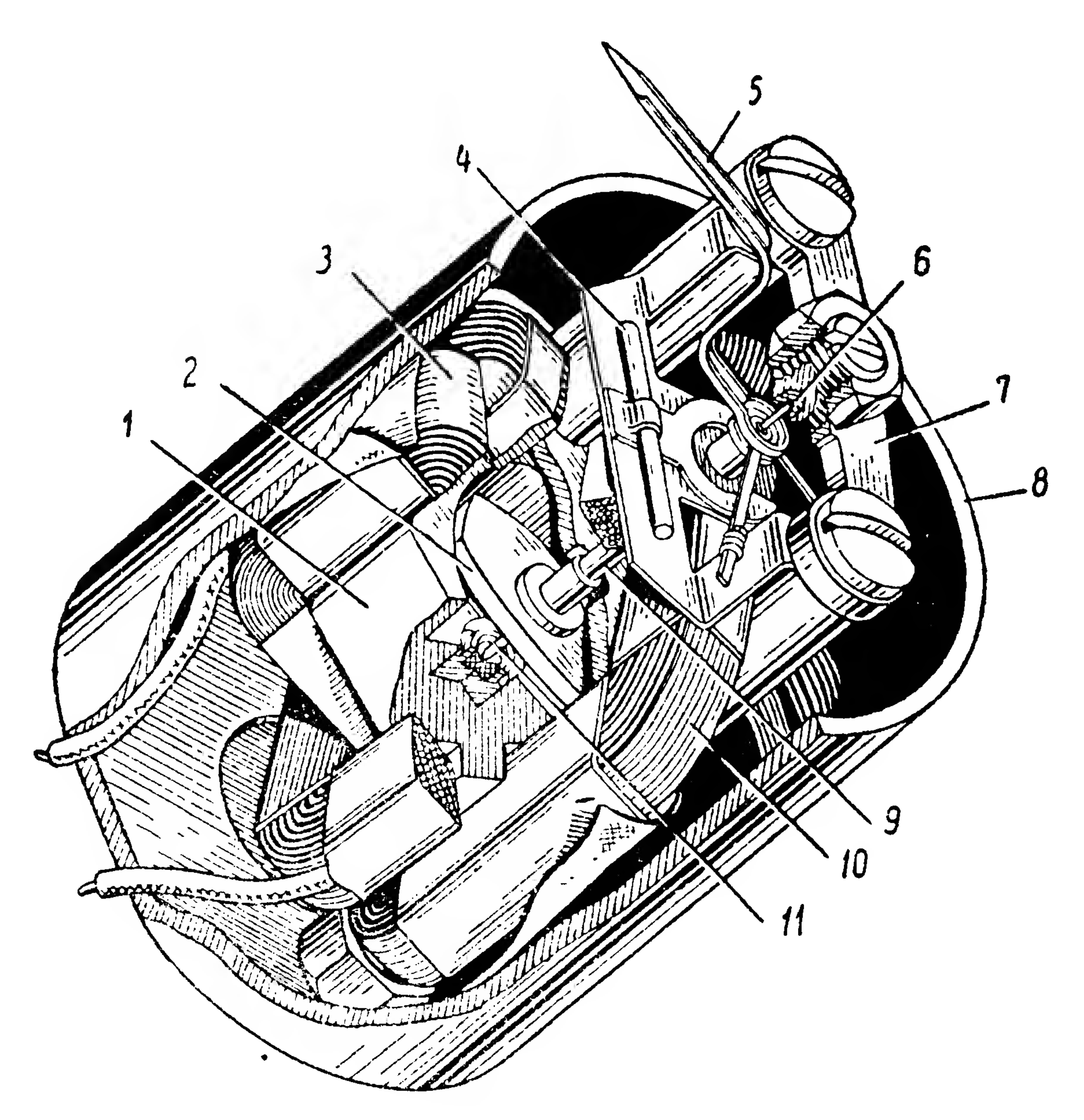
Конструктивно теплочувствительный элемент и в целом датчик термометра ТУЭ-48 выполняются по новой схеме (фиг. 271).

Неизолированная никелевая проволока теплочувствительного элемента датчика наматывается на пластины *2* из слюды. Для обеспечения лучшего теплообмена между корпусом *8* датчика, изготов-



Фиг. 268. Указатель ТУЭ-48.

1—логометр; *2*—основание; *3*—штепсельный разъем; *4*—катушки сопротивлений схемы.

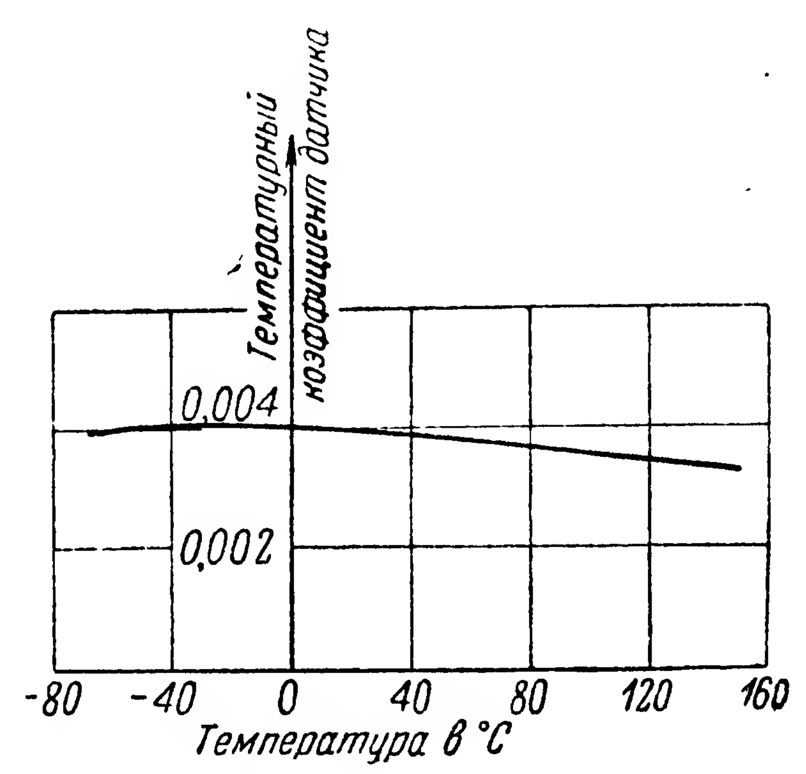


Фиг. 269. Логометр указателя ТУЭ-48.

1—медный корпус магнитного успокоителя, охватывающий подвижный магнит; *2*—подвижный магнит; *3*—внутренняя катушка K_2; *4*—неподвижный постоянный магнит, возвращающий подвижную систему в исходное положение; *5*—указательная стрелка; *6*—корундовые подпятники; *7*—мостик; *8*—магнитный экран из пермаллоя; *9*—ось подвижной системы; *10*—внешняя катушка K_1; *11*—керн оси подвижной системы.

ленным из нержавеющей стали, и теплочувствительным элементом с обеих сторон последнего помещаются серебряные пружинящие пластины *5*. От непосредственного соприкосновения с обмоткой теплочувствительного элемента пластины *5* изолированы слюдяными прокладками *4*. Подгоночные манганиновые сопротивления *3* изготовляются в виде спирали и размещаются в верхней части теплочувствительного элемента, который крепится в корпусе *8* датчика гайкой *9*. Все электрические соединения в цепи теплочувствительного элемента сварены.

Термометр ТУЭ-48 собран по несимметричной схеме неуравновешенного моста с двумя диагоналями *вб* и *вг* (фиг. 272). Датчик ($R_д$) включается в одно из плеч моста.



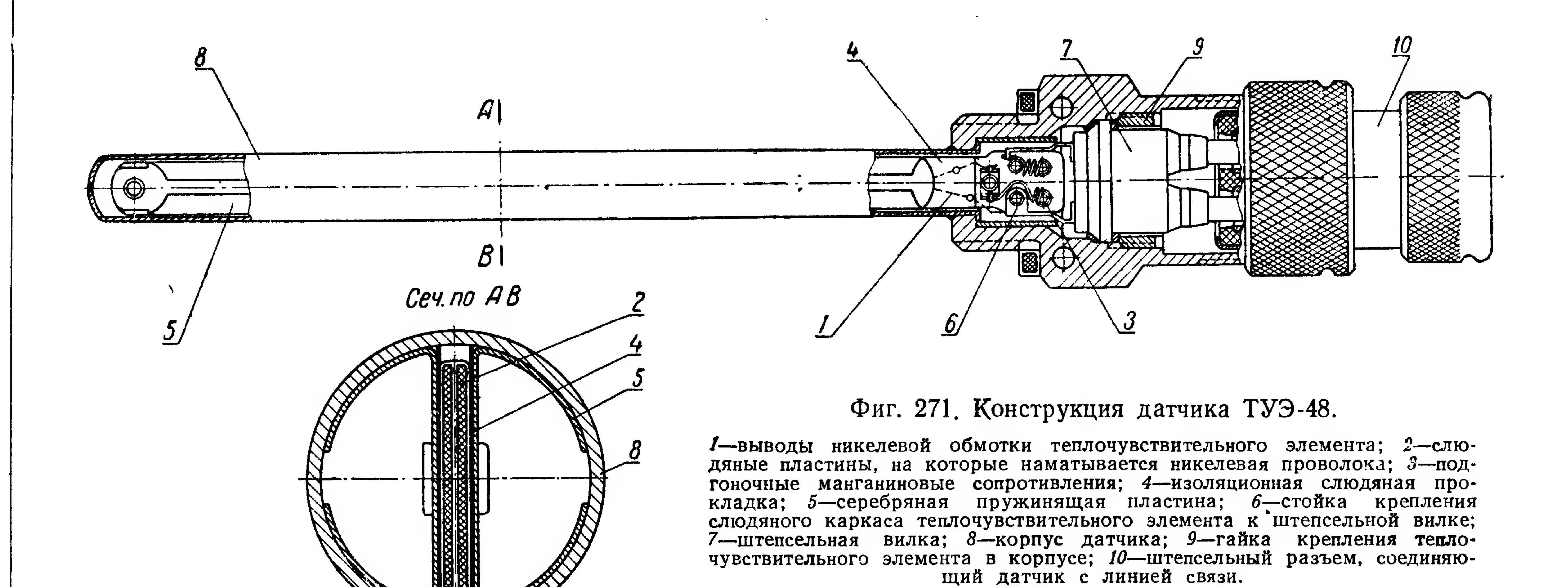
Фиг. 270. Характер изменения температурного коэффициента теплочувствительного элемента датчика ТУЭ-48 в зависимости от температуры.

Сопротивления схемы подобраны так, что при сопротивлении датчика, соответствующем температуре —50° С и равном 73,86 *ом* [1], потенциал точки *в* равен потенциалу точки *г*, и ток в катушке K_2 равен нулю, а через катушку K_1 в направлении от точки *б* к точке *в* протекает максимальный ток. При этом подвижный магнит занимает крайнее левое положение, и прибор показывает —50° С. При возрастании температуры и соответствующем увеличении сопротивления датчика потенциал точки *в* возрастает. В связи с этим ток в катушке K_1 уменьшается, а в катушке K_2 увеличивается, протекая от точки *в* к точке *г*. Вместе с тем вектор результирующего магнитного поля, а с ним и подвижный магнит отклоняются в направлении конца шкалы. При температуре +50° С, когда сопротивление датчика равно 108,81 *ом* [1], разности потенциалов $U_{б-в}$, $U_{в-г}$ и токи в катушках K_1 и K_2 равны между собой по величине. Этот момент соответствует среднему положению подвижного магнита. Дальнейшее повышение температуры сопровождается еще бо́льшим увеличением сопротивления датчика, повышением потенциала точки *в* (в связи с увеличением сопротивления датчика) и увеличением тока в катушке K_2. При температуре +150° С потенциал точки *в* становится равным потенциалу точки *б*, ток в катушке K_1 становится равным нулю, а в катушке K_2 возрастает до максимума. Этот момент соответствует крайнему правому положению подвижного магнита, когда стрелка прибора указывает температуру +150° С, а сопротивление датчика равно 153,26 *ом* [1].

По сравнению с применявшимися ранее для термометров симметричными схемами с логометром (фиг. 174) схема ТУЭ-48 имеет

---

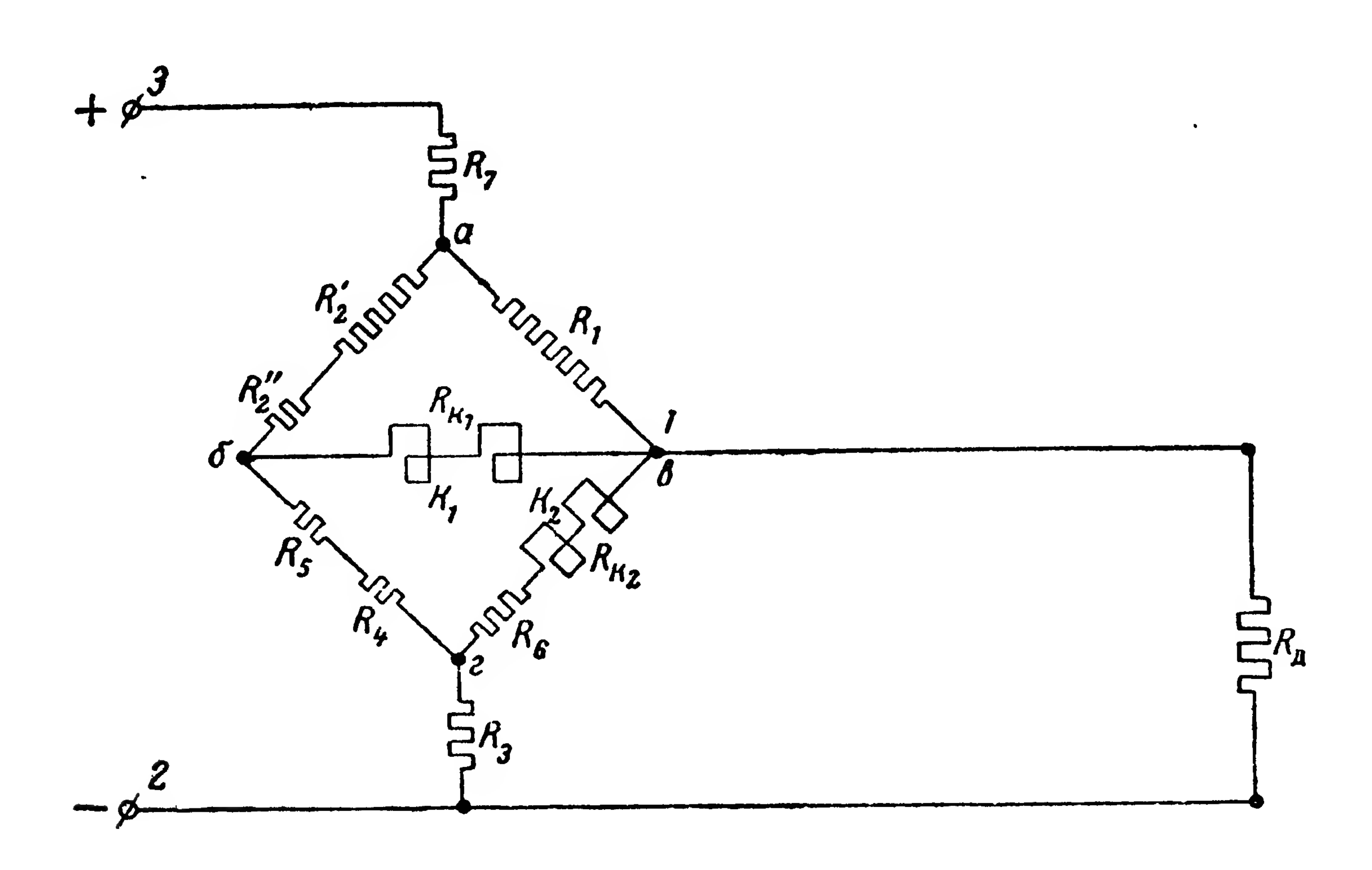
[1] В сопротивление датчика включено сопротивление проводов линии связи, принимаемое равным 0,16 *ом*.



Фиг. 271. Конструкция датчика ТУЭ-48.

1—выводы никелевой обмотки теплочувствительного элемента; *2*—слюдяные пластины, на которые наматывается никелевая проволока; *3*—подгоночные манганиновые сопротивления; *4*—изоляционная слюдяная прокладка; *5*—серебряная пружинящая пластина; *6*—стойка крепления слюдяного каркаса теплочувствительного элемента к штепсельной вилке; *7*—штепсельная вилка; *8*—корпус датчика; *9*—гайка крепления теплочувствительного элемента в корпусе; *10*—штепсельный разъем, соединяющий датчик с линией связи.

то существенное преимущество, что обеспечивает более высокую чувствительность и виброустойчивость прибора. Кроме того, достоинством этой схемы является то, что при обрыве цепи датчика стрелка прибора не останавливается посредине шкалы, а отклоняется к концу шкалы, при обрыве же цепи питания возвращается к началу шкалы; таким образом, можно сразу заметить ненормальности в работе прибора. Наконец, эта схема обеспечивает лучшую температурную компенсацию.



Фиг. 272. Принципиальная электрическая схема термометра ТУЭ-48.

R_1, R_2', R_2'', R_3 — постоянные сопротивления плеч моста; R_4, R_5 — сопротивления регулировки размаха шкалы; R_6 — подгоночное сопротивление; R_7 — гасящее сопротивление; $R_д$ — сопротивление датчика; R_{k_1}, R_{k_2} — сопротивления катушек логометра; *1, 2, 3* — клеммы штепсельного разъема указателя.

Характеристика сопротивлений схемы дана в табл. 11. Сопротивления R_1; R_2 $(R'_2+R''_2)$ и R_3 составляют три постоянных плеча моста. Обычно в мостовых схемах все постоянные сопротивления изготовляются из манганина или константана. В схеме ТУЭ-48 часть сопротивления R_2 (именно R_2') изготовляется из медной проволоки. Из медной же проволоки намотано сопротивление R_4. Применение медных сопротивлений преследует цель компенсации температурной погрешности, которая может возникнуть в связи с изменением сопротивлений катушек K_1 и K_2 с температурой. Для обеспечения достаточной чувствительности прибора катушки K_1 и K_2 наматываются из большого числа витков медного провода. Конструктивно катушка K_1 выполняется большего размера, чем катушка K_2; поэтому в цепь последней включается добавочное сопротивление R_6 также из меди, уравнивающее величину сопротивления диагоналей *вб* и *вг*.

Таблица 11

Характеристика сопротивлений схемы ТУЭ-48

Наименование сопротивления по фиг. 272	Примерная величина сопротивления в *ом*	Материал сопротивления
R_1	700	Манганин
R_2'	665	»
R_2''	80	Медь
R_3	82	Манганин
R_4	25	Медь
R_5	13	Манганин
R_6	60	Медь
R_7	100	Манганин
R_{k_1}	280 ± 10	Медь ∅ 0,09 *мм*
R_{k_2}	220 ± 10	То же
$R_д$ при температуре 0° С	$90{,}1 \pm 0{,}15$	Никель ∅ 0,05 *мм*

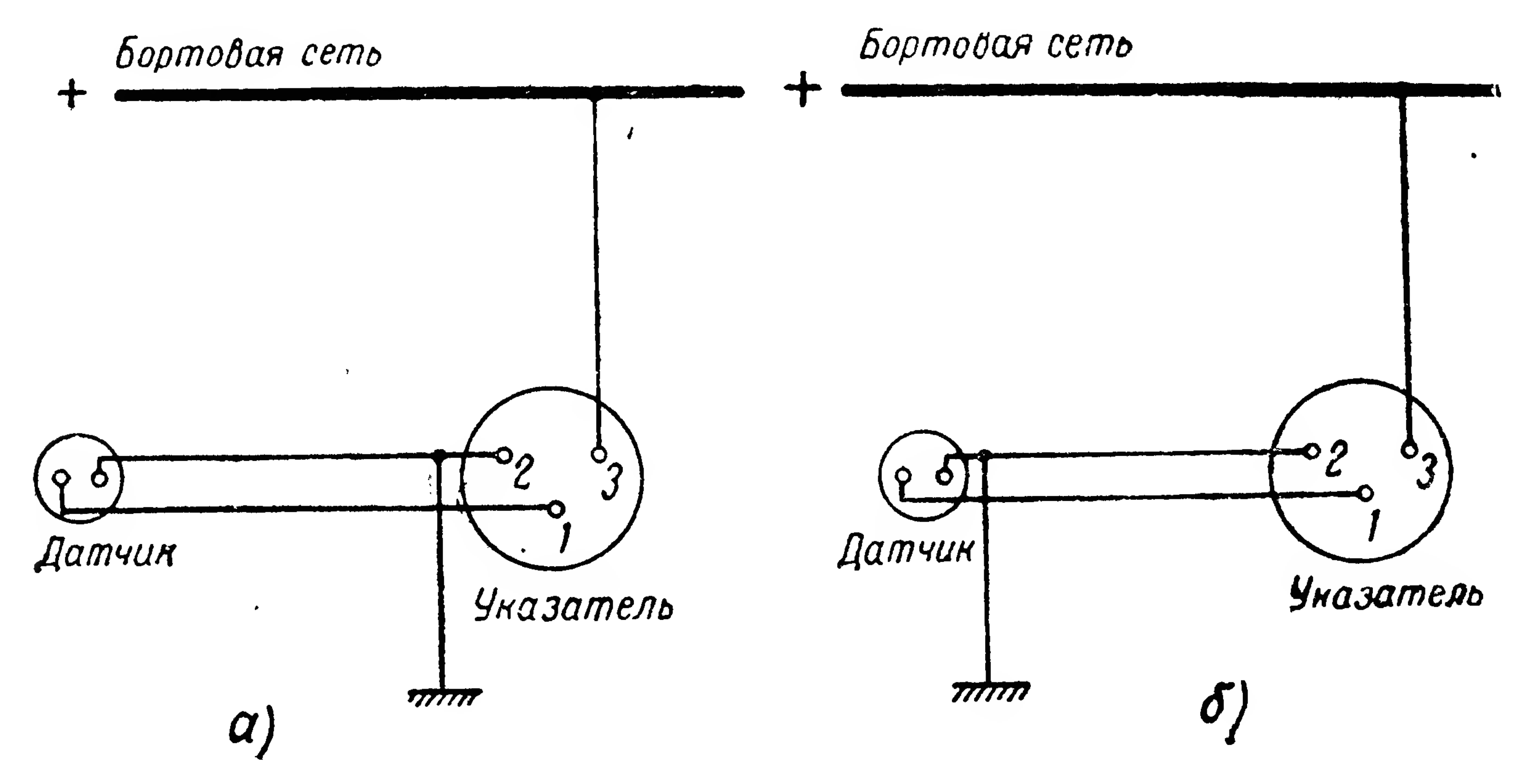
Сопротивление R_7, включенное в цепь питания прибора, предназначено для понижения напряжения питания с 27 до 13,5 *в*, на которое рассчитана схема.

Промежуточное плечо, состоящее из сопротивлений R_4 и R_5, служит для регулирования размаха шкалы прибора. Уменьшая сопротивление R_4+R_5, можно в известных пределах увеличить чувствительность прибора на крайних точках шкалы и тем самым расширить рабочий диапазон измеряемых температур.

Как видно из схемы прибора, провода линии связи, соединяющей датчик с указателем, являются частью плеч моста. Поэтому величина сопротивления этих проводов не будет влиять на показания только в известных пределах. Прибор градуируется при сопротивлении соединительных проводов 0,16 *ом*, т. е. при диаметре провода 0,75 *мм*² длина его равна примерно 3 *м*. В этом случае присоединение прибора к сети осуществляется по схеме фиг. 273, т. е. минус выводится около указателя. Если длина соединительных проводов значительно превышает 3 *м*, то включение прибора производится по схеме фиг. 273, т. е. минус выводится около датчика. В этом случае сопротивление плюсового провода, идущего от указателя к датчику, компенсируется сопротивлением минусового провода, идущего от датчика к указателю. Плюсовый и минусовый провода оказываются включенными в параллельные плечи моста, благодаря чему увеличение сопротивления их до 3 *ом* не вносит погрешности в показания прибора. Особенность включения термометра в зависимости от длины соединительных проводов применяется впервые

в ТУЭ-48 и свидетельствует о высоких требованиях, предъявляемых в настоящее время к точности измерения температуры на самолете.

Благодаря применению более совершенной мостовой схемы, лучшей температурной компенсации и более совершенной конструкции логометра в приборе ТУЭ-48 удалось максимальную погрешность снизить примерно в два раза по сравнению с электрическими термо-



Фиг. 273. Схема включения термометра ТУЭ-48 в бортовую электрическую сеть самолета.

а — при длине линии связи около 3 *м*; *б* — при длине линии, значительно превышающей 3 *м*.

метрами сопротивления прежних типов. Для рабочей части шкалы (от —40 до +130° С) максимальная погрешность составляет:

при температурах окружающей среды	+20±5° С	менее 3%
» » » »	+50±5° С	примерно 4%
» » » »	—60±5° С	» 4,5%

Термоэлектрические термометры

Верхний предел измерения температур электрическими термометрами сопротивления не превышает 160—180° С. Объясняется это, во-первых, тем, что при более высоких температурах теплочувствительный элемент быстро выходит из строя из-за повреждения пайки выводов или вследствие перегорания проволочного сопротивления; изоляционные материалы также претерпевают изменения при высоких температурах, и свойства их ухудшаются; во-вторых, температурный коэффициент сопротивления теплочувствительного элемента при высоких температурах резко изменяется и не остается постоянным. Поэтому для измерения высоких температур (от 150 до 1000° С) на самолетах применяются термоэлектрические термометры.

Авиационный термоэлектрический термометр представляет собой прибор термоэлектрической системы (см. § 12 и 15), шкала измерителя которого градуирована в °С. В качестве измерителя применяется магнитоэлектрический гальванометр, подобный тому, устрой-

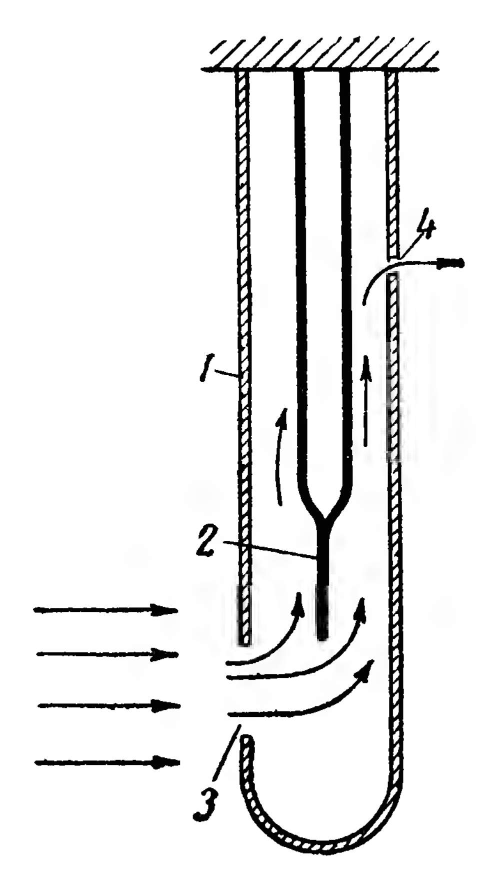
ство которого подробно описано в разделе «Магнитоэлектрическая система» § 12. В качестве приемников термоэлектрических термометров применяются термопары хромель-копель, хромель-алюмель и др. В термометрах, предназначенных для измерения температуры головок цилиндров двигателей воздушного охлаждения, приемник зажимается под свечу наиболее нагревающегося цилиндра. Приемник состоит обычно из одной термопары, выполненной в виде кольца. Приемники термометров, измеряющих температуру выходящих газов в реактивных двигателях, размещаются в реактивном сопле в потоке выходящих газов. Термоэлектроды в этом случае имеют вид стержней. Приемник может состоять из одной термопары или из нескольких последовательно соединенных термопар, равномерно распределенных по окружности реактивного сопла. Необходимая для авиационного прибора дистанционность достигается 1) путем удлинения термоэлектродов или применением специально подобранных термоэлектродных соединительных проводов или 2) применением линии связи из обычных электрических проводов. В первом случае соединительные провода носят название компенсационных. К числу приборов с компенсационными проводами относятся термометр цилиндров термоэлектрический ТЦТ-9 и термометр выходящих газов ТВГ-44. Представителем приборов без компенсационных проводов является термометр газов с заторможенным потоком ТГЗ-47.

В термометре ТЦТ-9 термопара составлена из хромеля и копеля, а в ТВГ-44 из хромеля и алюмеля. В обоих случаях положительным является хромелевый электрод. Зависимость термоэлектродвижущих сил (ТЭДС) этих термопар от температуры горячего слоя показана на фиг. 196. Эти характеристики, по которым градуируются приборы, справедливы только, когда температура холодного спая (свободного конца) равна 0° С. Но температура, окружающая самолет, бывает равна 0° С довольно редко. Если температура свободного конца не равна 0° С, то в показания прибора необходимо внести поправку, но это можно сделать только в том случае, если свободный конец термопары присоединяется непосредственно к измерителю. Обычно благодаря прямолинейности градуировочных характеристик термопар поправка вносится при помощи механического корректора измерителя путем установки указательной стрелки на точку шкалы, соответствующую температуре окружающей среды. Перемещение стрелки производится автоматически благодаря наличию биметаллической спирали в конструкции указателя.

Необходимо подчеркнуть, что такая поправка допустима только в случае, если свободный конец термопары присоединен непосредственно к измерителю и если градуировочная характеристика термопары прямолинейна. В противном случае нельзя считать, что ТЭДС термопары прямо пропорциональна разности температур холодного и горячего спаев и что если, например, температура свободного конца равна +30° С, то и ТЭДС будет меньше на величину, соответствующую по градуировочной кривой температуре +30° С, или если температура свободного конца равна —40° С, то и ТЭДС будет больше на величину, соответствующую +40° С.

Этим объясняется необходимость удлинения термоэлектродов термопары в термометре ТЦТ-9, где они заменяют собой всю линию связи. В термометре ТВГ-44 вместо удлинения термоэлектродов для соединения термопары с измерителем использованы более гибкие и удобные для монтажа термоэлектродные провода из меди и константана. Градуировочная характеристика этой пары проводов на участке 0—100° С совпадает с характеристикой термопары хромель-алюмель, поэтому применение термоэлектродных проводов в качестве соединительных не вносит искажения в градуировочную характеристику прибора и позволяет вносить поправку на температуру холодного спая тем же способом, как и в термометре ТЦТ-9.

В термометре ТГЗ-47 термопара составлена из сплава никель-кобальт (положительный электрод) и алюмеля (отрицательный электрод). Эта пара обладает тем свойством, что ТЭДС начинает развиваться в ней только при температуре +300° С и выше. Поэтому изменение температуры свободного конца термопары в пределах от —60 до +50° С практически не влияет на величину ТЭДС, развиваемой термопарой. В связи с этим в термометре ТГЗ-47 отпадает необходимость присоединения свободного конца термопары непосредственно к измерителю, как это делается в термометре ТЦТ-9, или применения специальных термоэлектродных соединительных проводов, как это сделано в термометре ТВГ-44, и линия связи между термопарой и измерителем может быть выполнена обычными монтажными медными электрическими проводами.



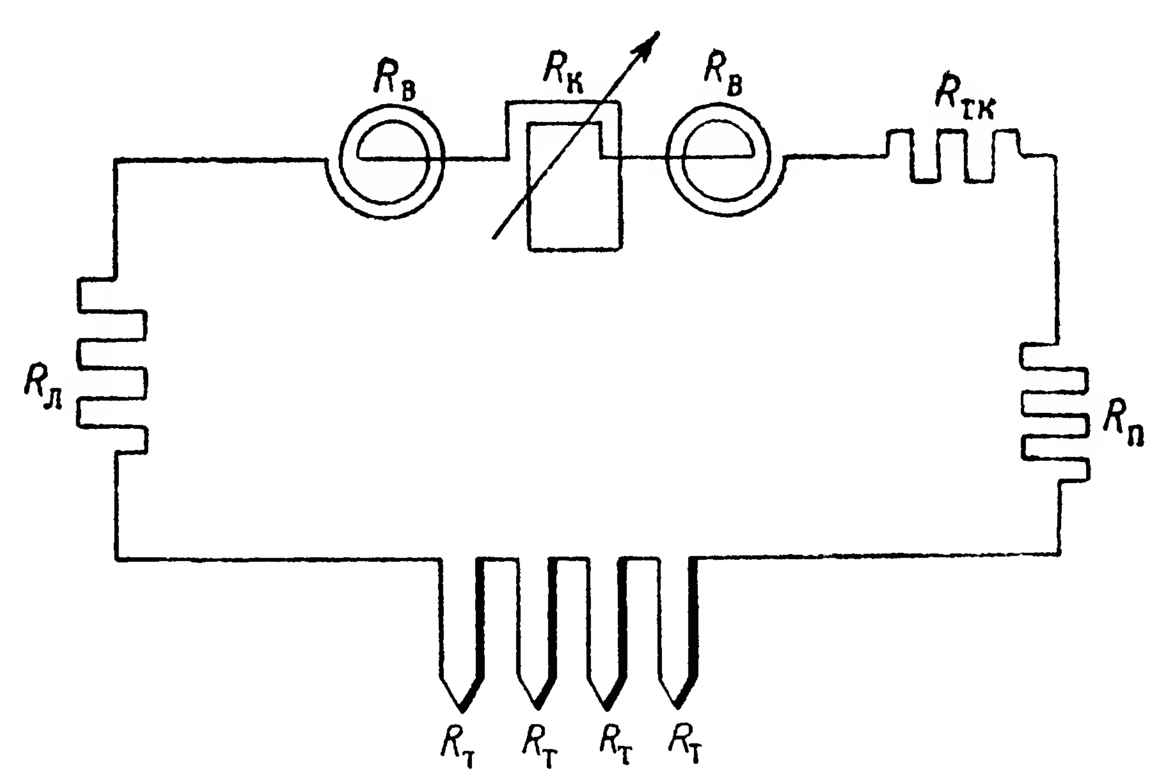
Фиг. 274. Схема торможения газового потока в приемнике ТГЗ-47.

1—кожух приемника; *2*—горячий спай термопары; *3*—отверстие для входа газов в приемник; *4*—отверстие для выхода газов.

Достоверность измерения температуры термоэлектрическими термометрами зависит также от того, насколько температура, воспринимаемая термопарой, соответствует истинной температуре измеряемой среды. Для удобства монтажа и увеличения механической прочности горячий спай термопары заключается в металлический кожух, который должен обладать очень хорошей теплопроводностью. В термометрах цилиндров кожух обычно выполняется из красной меди, в термометрах выходящих газов — из жароупорной стали, а иногда часть кожуха непосредственно вокруг горячего спая изготовляется из серебра. На измерение температуры выходящих газов может оказать влияние и скорость газового потока. Скорость газов в реактивном сопле очень велика: несколько сот *м/сек,* поэтому приемник термометра, помещенный в этом потоке, будет нагреваться не только от температуры газа, но и от трения газа. Показания термометра будут неверными, завышенными. Чтобы уменьшить трение, приемнику придается обтекаемая форма. Наиболее эффективным способом устранения влияния скорости газового потока на результаты измерения является

уменьшение скорости потока, омывающего горячий спай термопары. Этот метод применен в приемнике ТГЗ-47. Торможение потока достигается устройством значительного входного отверстия и малого выходного (0,8 *мм*) (фиг. 274).

ТЭДС, развиваемая термопарой, не превышает обычно 5—8 *мв* на 100° С разности температур горячего и холодного спаев. Поэтому измеритель должен быть очень чувствительным, что, учитывая условия работы авиационного прибора, трудно выполнимо. Чтобы увеличить действующее напряжение и тем самым повысить точность измерения, приемник термометра ТГЗ-47 сделан из четырех термопар, соединенных последовательно (фиг. 275). Каждая из термопар заключена в самостоятельный кожух. Располагаются термопары в



Фиг. 275. Принципиальная электрическая схема ТГЗ-47.

$R_л$ — сопротивление проводов линии связи ($0{,}4 \pm 0{,}02$ *ом*); $R_в$ — сопротивление токоподводящих волосков в измерителе ($2R_6 = 1{,}5$ *ом*); $R_к$ — сопротивление подвижной катушки измерителя (8,6 *ом*); $R_{т.к}$ — сопротивление температурной компенсации (90 *ом*); $R_п$ — подгоночное сопротивление (5 *ом*); $R_т$ — сопротивление термопар ($4R_т = 1{,}6 \pm 0{,}08$ *ом*).

диаметрально противоположных точках реактивного сопла. Суммарная ТЭДС определяет среднюю температуру газов в реактивном сопле.

Инструментальные погрешности термометра ТЦТ-9 колеблются в пределах 3—8%, термометра ТВГ-44 в пределах 3—6% и термометра ТГЗ-47 в пределах 1,2—2,4% номинального значения шкалы. Методические погрешности в термоэлектрических термометрах отсутствуют.

§ 22. ИЗМЕРЕНИЕ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА

От количества топлива в баках самолета зависит время, которое самолет может продержаться в воздухе на данном режиме полета. Поэтому на самолете устанавливаются приборы, которые или непрерывно показывают запас топлива в баках или позволяют быстро его измерить. Эти приборы носят общее название топливомеров. В отдельных случаях название конкретизируется: топливомеры именуют бензиномерами или керосиномерами — в зависимости от рода

топлива. Запас топлива на самолете обычно принято исчислять в литрах,— в этих единицах емкости, как правило, и градуируются шкалы топливомеров.

Топливо на самолете размещается в одном или нескольких сообщающихся между собой баках или группах баков.

Принцип измерения запаса топлива на самолете заключается в определении высоты уровня его в баке, когда самолет находится в положении горизонтального полета. Для любого самолетного бака, какой бы формы он ни был, а также для группы сообщающихся между собой баков можно путем постепенного заполнения и последовательного замера уровня топлива получить вполне определенную зависимость между количеством топлива в системе и высотой его уровня.

По методу измерения высоты уровня топлива в баках авиационные топливомеры делятся на гидростатические, поплавковые и электрические беспоплавковые (емкостные) топливомеры. Поплавковые топливомеры по способу передачи результатов измерения делятся на недистанционные механические и магнитные и на дистанционные — электрические топливомеры. В настоящее время преимущественное применение на самолетах имеют дистанционные электрические топливомеры с рычажно-поплавковыми датчиками. На некоторых самолетах еще можно встретить механические недистанционные поплавковые бензиномеры. Гидростатический бензиномер применяется лишь на самолете По-2. Применявшиеся ранее поплавковые топливомеры с механической дистанционной передачей, осуществлявшейся обычно с помощью троса, заключенного в боуденовскую оболочку, в настоящее время совсем не применяются.

Гидростатический бензиномер

В гидростатическом бензиномере метод определения высоты уровня топлива в баке основан на принципе измерения разности давлений: гидростатического, которое топливо оказывает на дно бензобака, и давления воздуха над поверхностью бензина в баке.

Давление p_A в точке A на дне сосуда, наполненного жидкостью (фиг. 276), складывается из давления жидкости $p_ж$ и давления воздуха $p_в$, находящегося над жидкостью, т. е.

$$p_A = p_ж + p_в.$$

Давление жидкости равно произведению ее удельного веса γ на высоту столба жидкости $h_ж$, т. е. на высоту ее уровня в сосуде:

$$p_ж = \gamma h_ж.$$

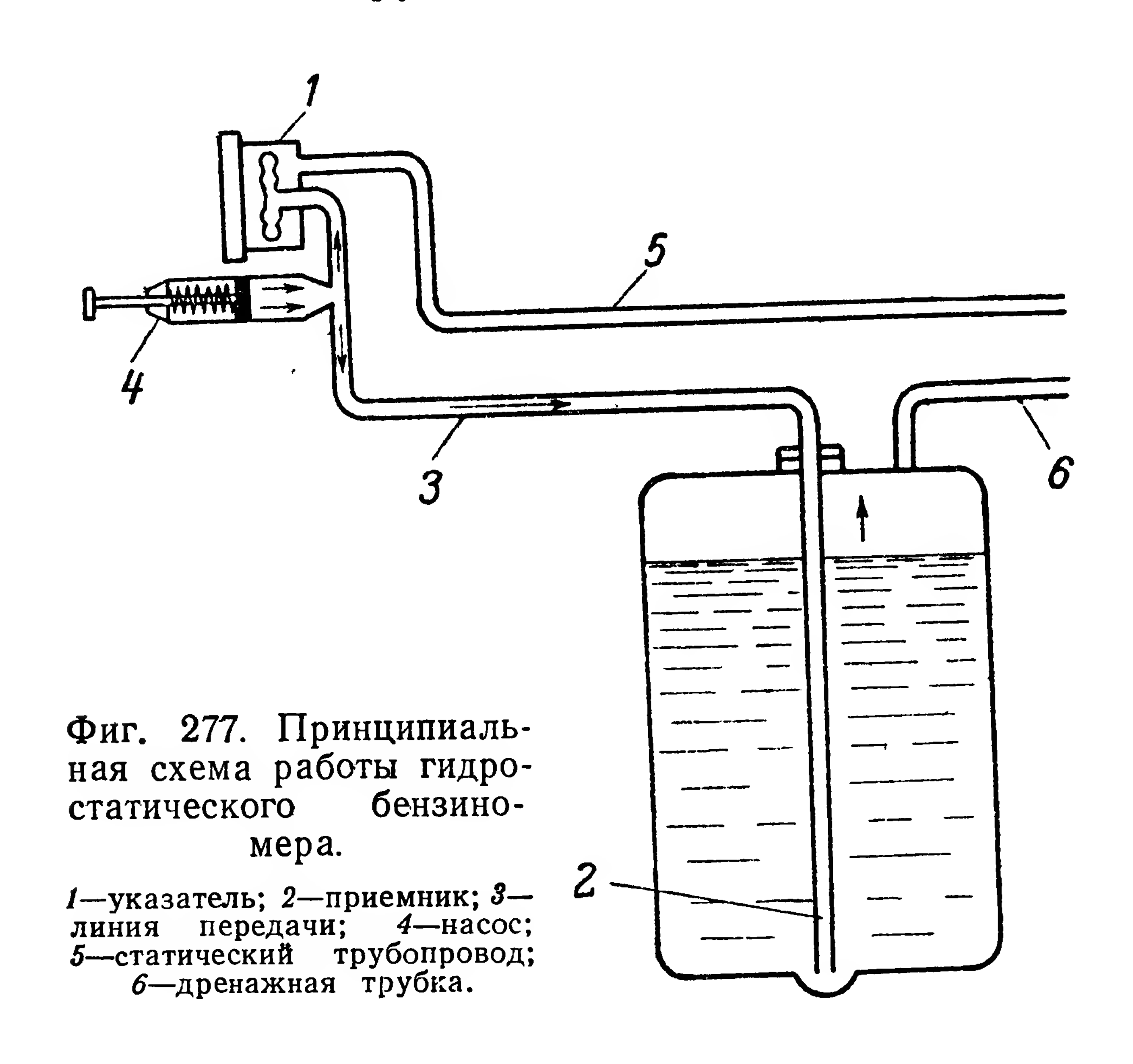
Фиг. 276.

Подставив это равенство в выражение для p_A, получим после преобразования

$$h_ж = \frac{p_A - p_в}{\gamma}. \tag{170}$$

Уравнение (170) показывает, что если известен удельный вес топлива, то, измеряя разность между давлением в точке, лежащей вблизи дна бензобака, и давлением над поверхностью бензина, можно определить высоту уровня топлива в баке, а следовательно, и его количество.

Принципиальная схема работы гидростатического бензиномера изображена на фиг. 277. В качестве указателя *1* бензиномера применяется чувствительный пружинный манометр с герметичным корпусом. Приемником *2* бензиномера служит тонкая трубка, опущенная в бак с топливом. В трубопровод линии передачи *3*, соединяющей



Фиг. 277. Принципиальная схема работы гидростатического бензиномера.

1—указатель; *2*—приемник; *3*—линия передачи; *4*—насос; *5*—статический трубопровод; *6*—дренажная трубка.

приемник с внутренней полостью манометрической коробки указателя, включается насос *4*, являющийся неотъемлемой частью бензиномера.

Чтобы обеспечить в корпусе указателя давление, равное давлению воздуха над топливом в баке, корпус соединяется при помощи статического трубопровода *5* с тем местом на самолете, куда выведена дренажная трубка *6*. Присоединить трубопровод непосредственно к баку нельзя, так как при этом бензин или его пары могут попасть в корпус манометра. Отказаться от трубопровода *5* и оставить корпус манометра открытым также нельзя, так как давление топлива в баке бывает обычно невелико, и различие давлений над его уровнем и в корпусе указателя вызовет значительные погрешности измерения.

Процесс измерения заключается в следующем. Поршень насоса *4* вручную оттягивают и отпускают. Под действием пружины поршень будет стремиться возвратиться в исходное положение. В цилиндре

насоса создается давление воздуха, которое по линии передачи передается одновременно манометрической коробке указателя *1* и приемнику *2*, вытесняя из последнего бензин. Когда из приемника будет вытеснен весь бензин, воздух начнет свободно выходить через него на поверхность топлива, и в линии передачи установится постоянное давление, равное давлению столба топлива, вытесненного из приемника. Это давление пропорционально высоте уровня топлива в баке, а для бака определенной формы и объема — и количеству топлива в нем. Следовательно, шкалу указателя можно градуировать непосредственно в *кг* бензина, находящегося в данном баке.

Следует отметить, что, как видно по уравнению (170), гидростатический бензиномер пригоден только для одной определенной конструкции бака и для топлива только одного определенного удельного веса. Шкала гидростатического бензиномера градуируется в *кг* и на ней указывается, для какого удельного веса топлива предназначен бензиномер.

Показания гидростатического бензиномера соответствуют количеству топлива в баке до тех пор, пока в линии передачи давление превышает давление топлива на дно бака, т. е. до тех пор, пока поршень насоса движется. Как только поршень подойдет к крайнему положению, герметичность системы искусственно нарушается, и в линии передачи устанавливается давление, равное атмосферному. При этом стрелка указателя возвращается в нулевое положение, а приемник заполняется бензином. Поэтому такой бензиномер называется бензиномером с непостоянными показаниями. Принципиально гидростатический бензиномер может быть изготовлен и в виде прибора с постоянными показаниями. Для этого вместо поршневого насоса необходимо устройство, непрерывно подающее давление в линию передачи. Однако такая схема не привилась, так как существуют более простые бензиномеры других систем.

Погрешности гидростатического бензиномера складываются:

— из инструментальных погрешностей, обычных для приборов манометрической системы;

— из методических, которые могут возникнуть от изменения удельного веса топлива, от неравенства давления в корпусе указателя и над поверхностью бензина в баке, от изменения уровня топлива при наклоне самолета;

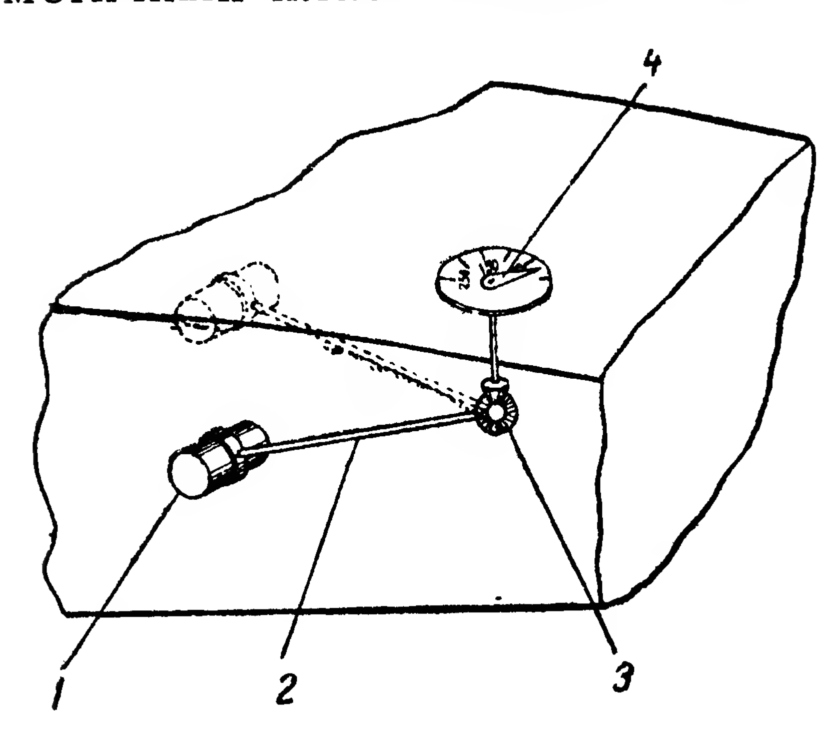
— из установочной погрешности, появляющейся при установке приемника в баке на глубину, не совпадающую с глубиной при градуировке шкалы указателя.

Погрешности гидростатического бензиномера при нормальной температуре колеблются в пределах $\pm 2 \div 5\%$.

Поплавковые топливомеры

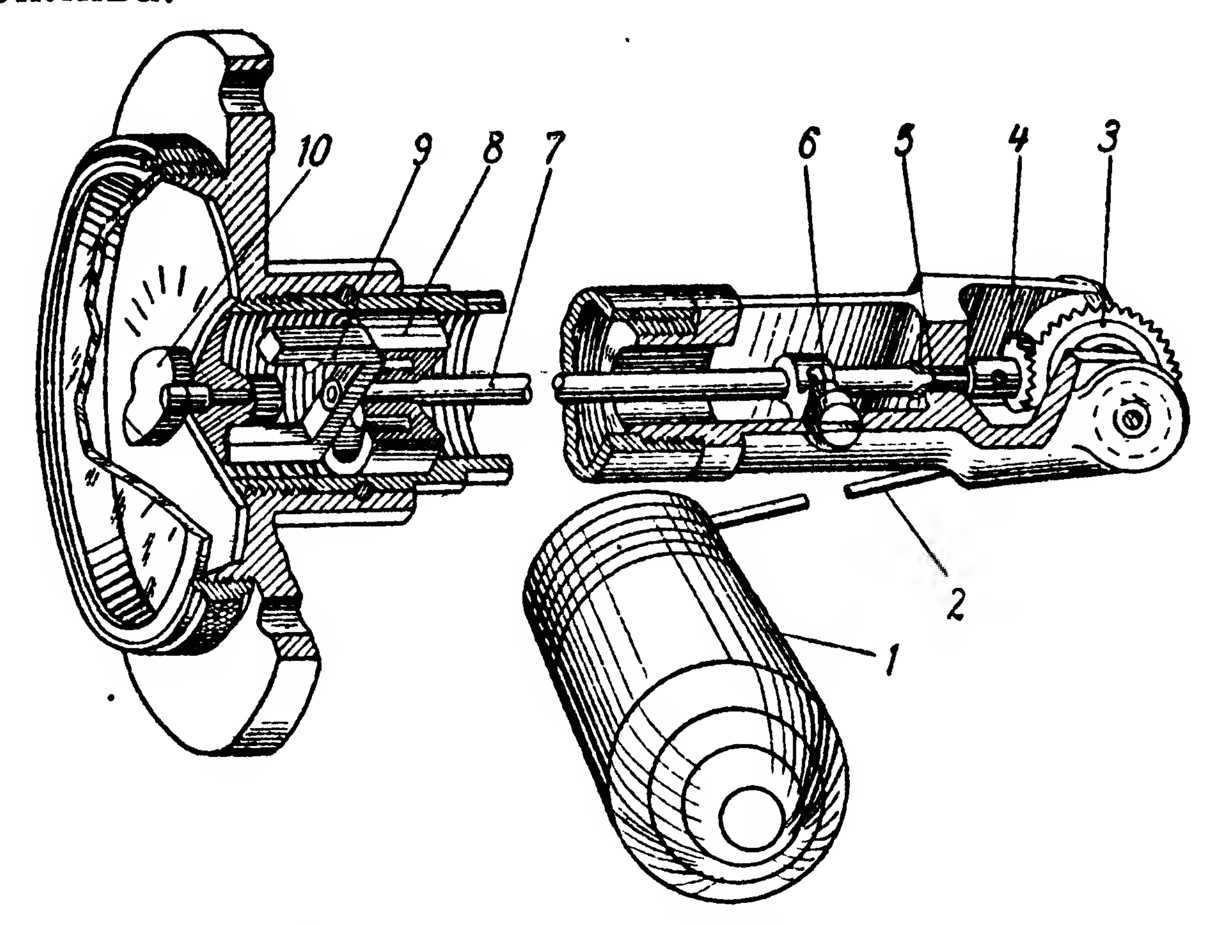
В настоящее время на самолетах применяются недистанционные поплавковые топливомеры и поплавковые топливомеры с электрической дистанционной передачей.

Схема простейшего поплавкового топливомера показана на фиг. 278. Поплавок *1* представляет собой обычно пустотелый герметичный пластмассовый или металлический цилиндр. При помощи жесткого рычага *2* и конической зубчатой передачи *3* поплавок связан с указательной стрелкой *4*. В зависимости от уровня топлива в баке положение поплавка изменяется, и стрелка занимает то или иное положение; следовательно, шкала прибора на верхней стенке топливного бака может быть градуирована в *л*. Для наблюдения за показаниями прибора в верхней обшивке крыла делается вырез, закрываемый прозрачным плексигласом. Такой топливомер еще встречается на некоторых одноместных самолетах. О какой-либо точности измерения говорить не приходится. Наблюдая из кабины самолета за положением указательной стрелки, летчик получает лишь примерное представление о запасе топлива.



Фиг. 278. Схема устройства недистанционного поплавкового топливомера.

1—поплавок; *2*—рычаг; *3*—коническая зубчатая передача; *4*—указательная стрелка.



Фиг. 279. Магнитный недистанционный поплавковый топливомер.

1—поплавок; *2*—рычаг; *3*—большое (ведущее) зубчатое колесо конической передачи; *4*—малое коническое зубчатое колесо; *5*—втулка; *6*—упор-ограничитель поворота оси *7*; *7*—ось; *8*—втулка; *9*—постоянный подковообразный магнит; *10*—указательная стрелка.

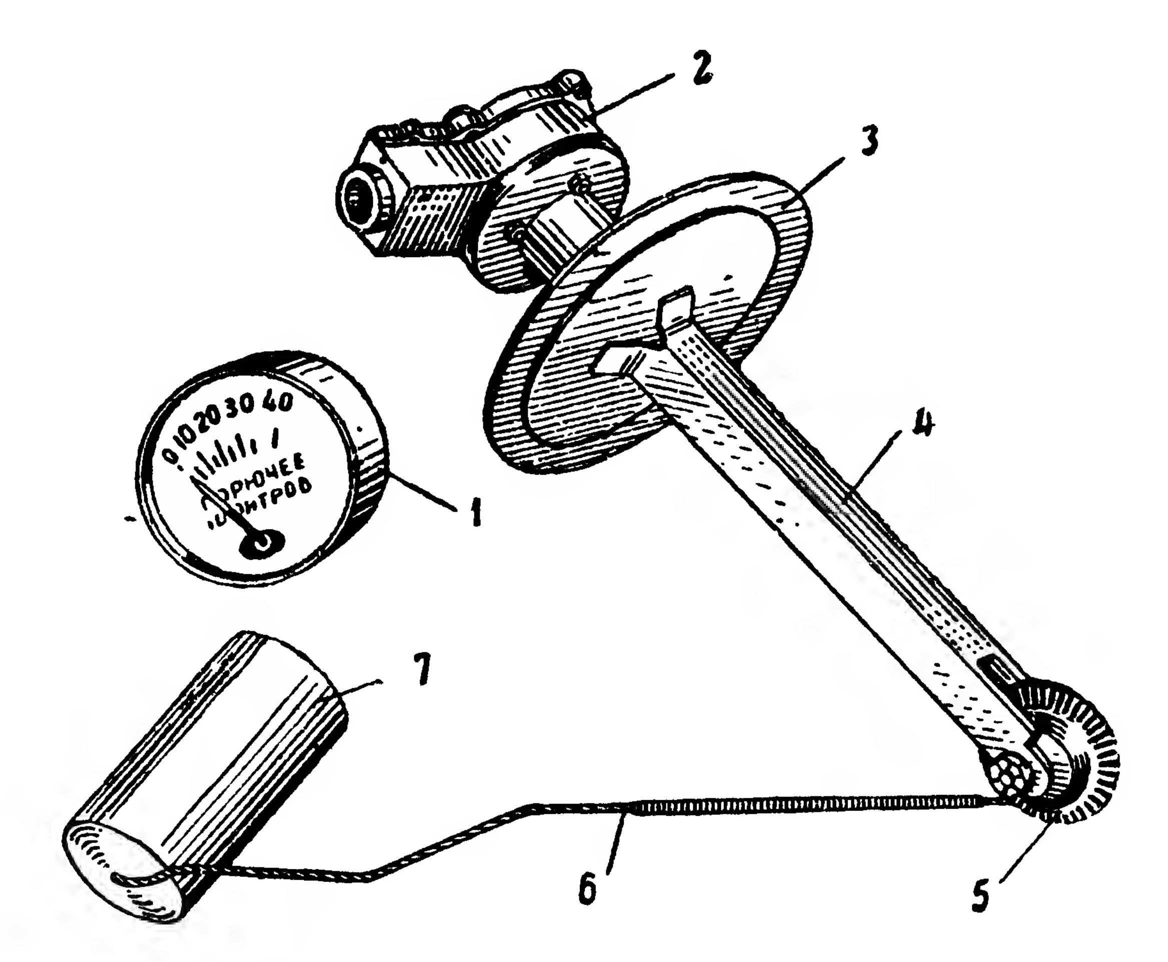
Иногда бывает необходимо применить на самолетах недистанционные топливомеры, например, для определения на земле количества топлива в подвесных баках. Для этой цели в настоящее время

применяются так называемые магнитные поплавковые топливомеры. Типовая конструкция такого топливомера изображена на фиг. 279. Принцип действия его чрезвычайно прост. При изменении уровня топлива поплавок *1* через систему, состоящую из рычага *2* и конических зубчатых колес *3* и *4*, поворачивает подковообразный постоянный магнит *9*, который увлекает (отклоняет) за собой подвижный постоянный магнит *10*, выполненный в виде указательной стрелки и отделенный от ведущего магнита *9* герметичной перегородкой из диамагнитного материала.

Рассмотренный метод измерения количества топлива с помощью магнитных топливомеров находит применение и для измерения запаса других жидкостей на самолете: масла, спирта. Соответственно назначению эти приборы носят название масломеров, спиртомеров.

Дистанционные электрические поплавковые топливомеры

Результатом усовершенствования недистанционного поплавкового топливомера явится дистанционный электрический топливомер. В этом топливомере для преобразования подлежащей измерению неэлектрической величины (высоты уровня топлива в баке) в электрическую вместо указательной стрелки *4* (см. фиг. 278) устанавли-



Фиг. 280. Электрический поплавковый топливомер ранней конструкции.

1—указатель (электромагнитный логометр); *2*—корпус электрической части датчика; *3*—фланец крепления датчика; *4*—стойка; *5*—ведущая (большая) шестерня конической зубчатой передачи; *6*—рычаг; *7*—поплавок.

вается ползунок реостата или потенциометра. Внешний вид электрического топливомера ранней конструкции показан на фиг. 280. Принципиальная схема такого топливомера дана на фиг. 281. Точность показаний такого топливомера колебалась в пределах от 5 до 15%.

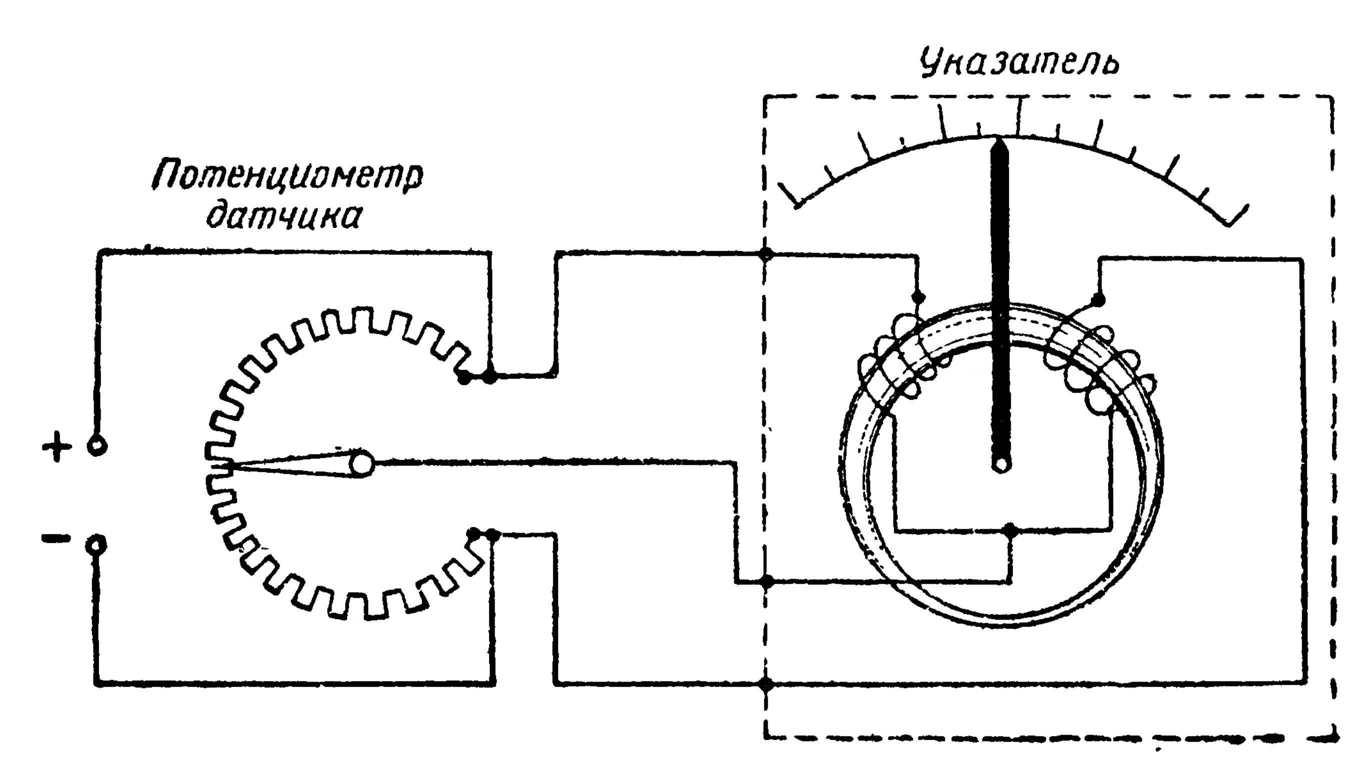
Дальнейшее развитие электрических топливомеров постоянного тока шло по линии совершенствования как датчика, так и указателя.

Наибольшее распространение получила группа следующих современных отечественных электрических топливомеров с рычажно-поплавковыми датчиками: БЭ-46; СБЭ-46, БЭС-47 (КЭС-47), СБЭС-47 (СКЭС-47). Шифры означают:

БЭ — бензиномер электрический;

СБЭ — суммирующий бензиномер электрический;

БЭС — бензиномер электрический с сигнализацией остатка топлива;



Фиг. 281. Принципиальная схема электрического поплавкового бензиномера.

СБЭС — суммирующий бензиномер электрический с сигнализацией остатка топлива;

К — керосиномер;

46,47 — условный номер модели; цифра 47 присваивается только тем топливомерам, которые имеют сигнализацию остатка топлива.

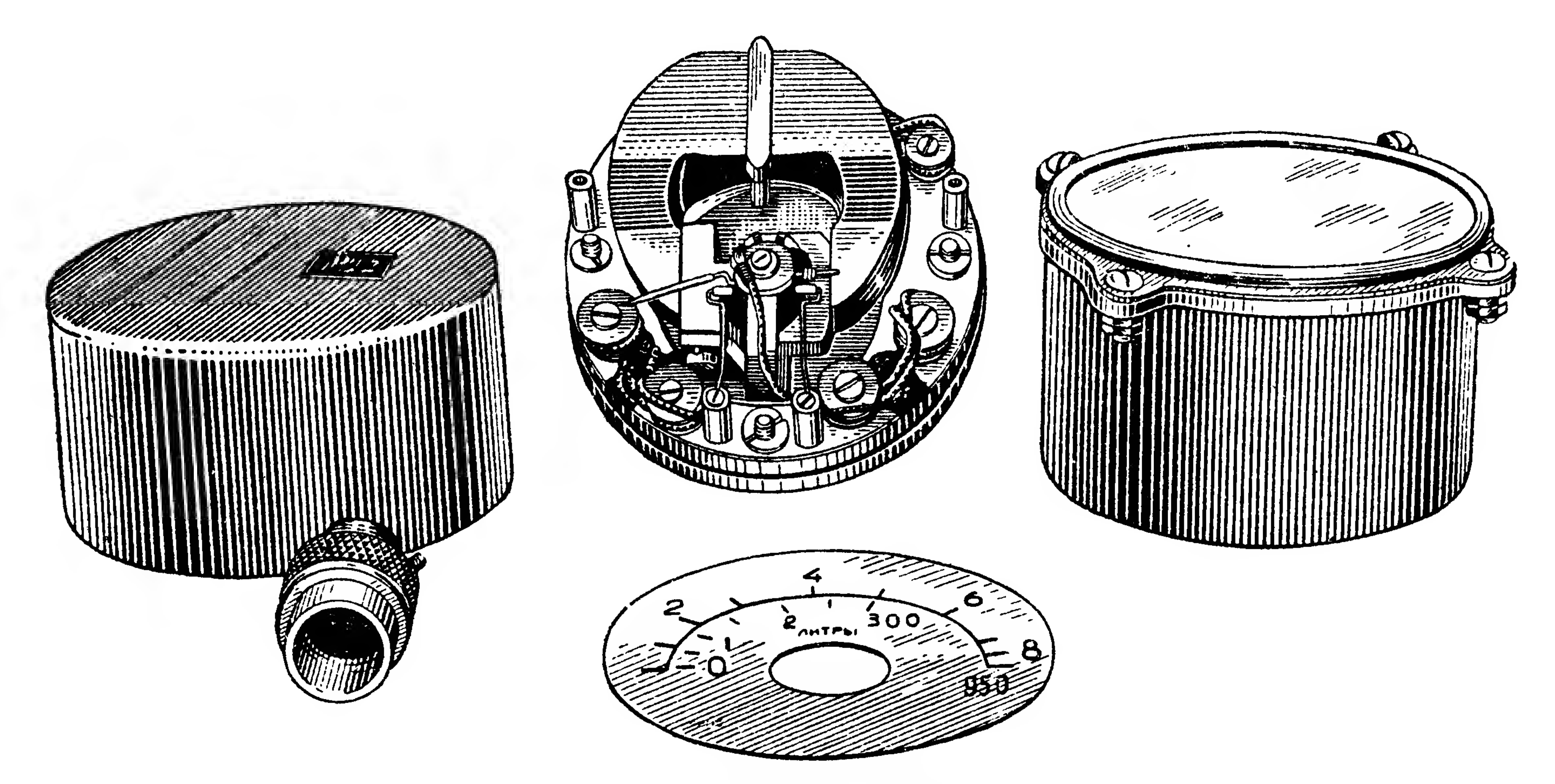
Все эти топливомеры имеют указатель БЭ-09 (фиг. 282).

Каждый из перечисленных топливомеров может иметь несколько градуировок — в зависимости от типа самолета (точнее, от типа топливной системы), для которого он предназначается. Градуировка обозначается трехзначным или четырехзначным числом. Если в конце числа стоит цифра 7, то это означает, что данный топливомер имеет сигнализацию остатка топлива, если 6 — то сигнализации нет. Например, бензиномер для самолета Як-11 имеет градуировку 967А и записывается БЭС-967А, а для самолета Ил-12 применяются бензиномеры двух градуировок: БЭС-267 и БЭС-707.

Топливомеры взаимозаменяемы в пределах одной градуировки. Буква А в конце номера градуировки означает, что данный топливомер не взаимозаменяем с топливомером, имеющим такой же номер градуировки, но без буквы, хотя бы этот топливомер и предназначался для самолета того же типа. Например, бензиномер БЭС-967 не взаимозаменяем с бензиномером БЭС-967А.

Наиболее простым из рассматриваемой группы является топливомер БЭ-46. Этот бензиномер предназначен для индивидуального контроля количества бензина в данном баке самолета. В качестве указателя в нем применяется магнитоэлектрический логометр с подвижными катушками, расположенными под углом друг к другу. Благодаря этому, а также благодаря оригинальной конструкции магнитной системы (см. фиг. 148) размах шкалы логометра составляет 180°.

Одним из основных требований к конструкции датчика топливомера является полная защита камеры потенциометра от проникновения в нее паров бензина, наличие которых в датчике может

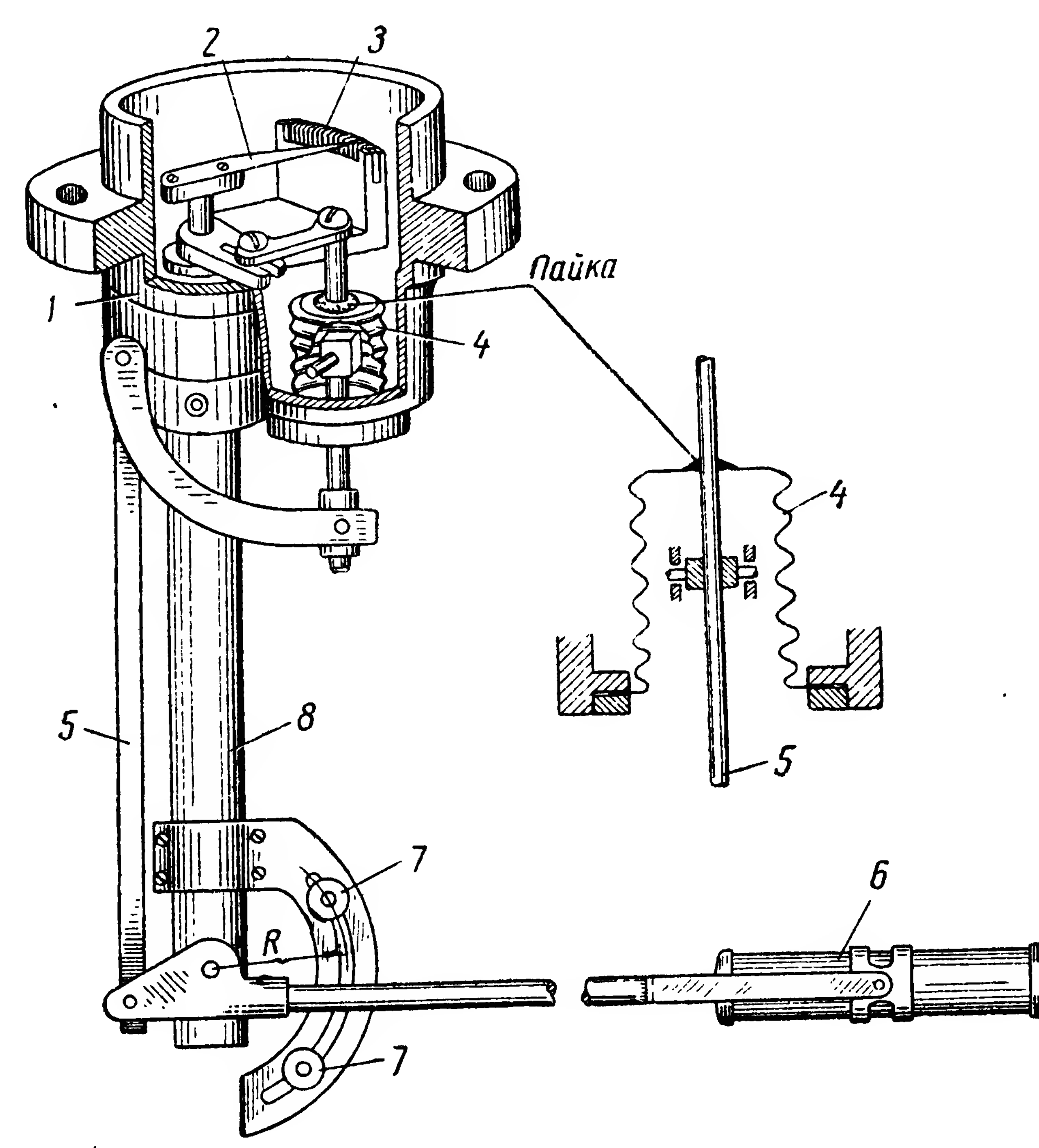


Фиг. 282. Указатель БЭ-09 в разобранном виде.

привести к взрыву. В связи с этим пришлось отказаться от зубчатой передачи между осью ползунка потенциометра и рычагом поплавка. Обеспечить малое трение и в то же время высокую герметичность в месте входа оси ползунка в камеру потенциометра задача довольно сложная. Гораздо проще обеспечить герметичность камеры, если передачу движения от поплавка к ползунку потенциометра осуществить при помощи системы рычагов. Именно так и выполнена система передачи в датчике БЭ-46, конструктивная схема которого изображена на фиг. 283. Рычаг *5*, входящий в камеру потенциометра датчика, впаивается в гофрированную эластичную мембранную коробку (сильфон) *4*. Сильфон допускает качание рычага *5* и в то же время благодаря глухому соединению основания сильфона с корпусом потенциометра обеспечивается герметичность ввода передаточного механизма в корпус.

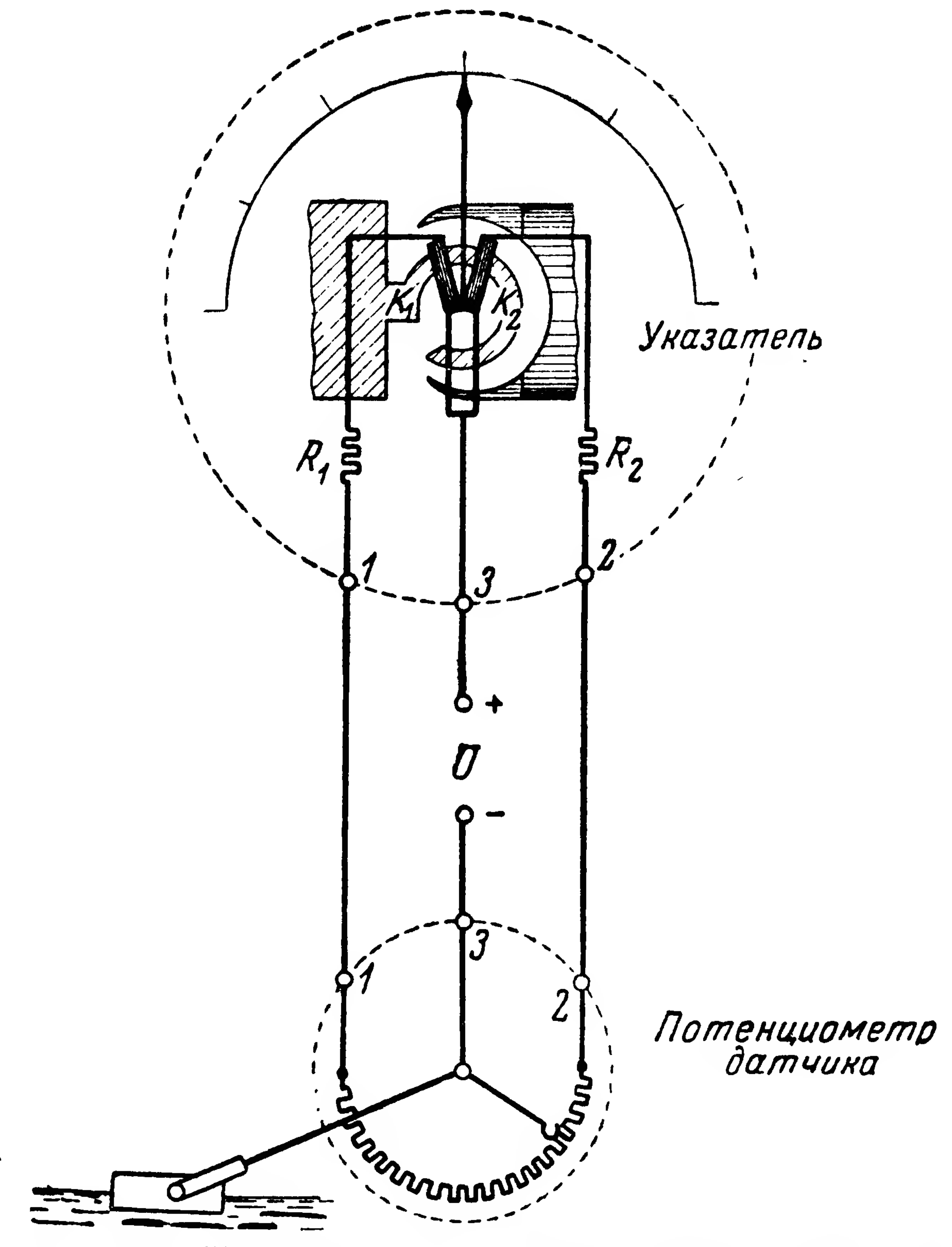
Связь между датчиком и указателем бензиномера БЭ-46 осуществляется при помощи простейшей потенциометрической дистанционной передачи на постоянном токе (фиг. 284).

Как уже отмечалось, топливомеры каждого типа могут быть градуированы различно. В бензиномерах БЭ-46, как и во всех других, одна градуировка отличается от другой высотой колонки *8*



Фиг. 283. Конструктивная схема рычажно-поплавкового датчика топливомера БЭ-46.

1—корпус потенциометра датчика; *2*—ползунок потенциометра; *3*—потенциометр; *4*—сильфон; *5*—рычаг передающего механизма; *6*—поплавок; *7*—ограничитель; *8*—колонка.

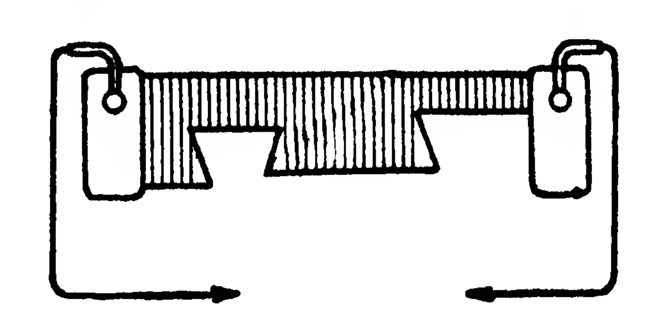


Фиг. 284. Принципиальная электрическая схема топливомера БЭ-46.

K_1, K_2 — катушки логометра; R_1, R_2 — подгоночные сопротивления; *1, 2, 3*—клеммы присоединения питания и электропроводов линии связи.

(см. фиг. 283), длиной рычага поплавка *6* и профилем потенциометра. Разные высота колонки и длина рычага поплавка зависят от размеров баков, для установки в которые предназначен топливомер. Применение же профилированных потенциометров (фиг. 285) вызвано стремлением сделать шкалу указателя более равномерной, а также производственными соображениями.

При простейшей потенциометрической передаче отклонение стрелки логометра прямо пропорционально изменению соотношения сопротивления плеч потенциометра. Это значит, что если потенциометр непрофилированный, то равномерной шкала указателя может быть только в случае, если между изменением количества топлива в баке и перемещением подвижного контакта (ползунка) потенциометра будет прямая пропорциональность. При простой форме топливного бака (куб, прямоугольный параллелепипед) эту зависимость получить несложно. Если, однако, бак имеет сложную форму, то прямая пропорциональность между изменением количества топлива в нем и изменением соотношений сопротивлений плеч потенциометра может быть достигнута только применением сложной системы рычажной передачи от поплавка к ползунку с переменным передаточным отношением. Гораздо проще применить профилированный потенциометр и тем самым учесть непропорциональность между изменением количества топлива и его уровнем в баке сложной формы.



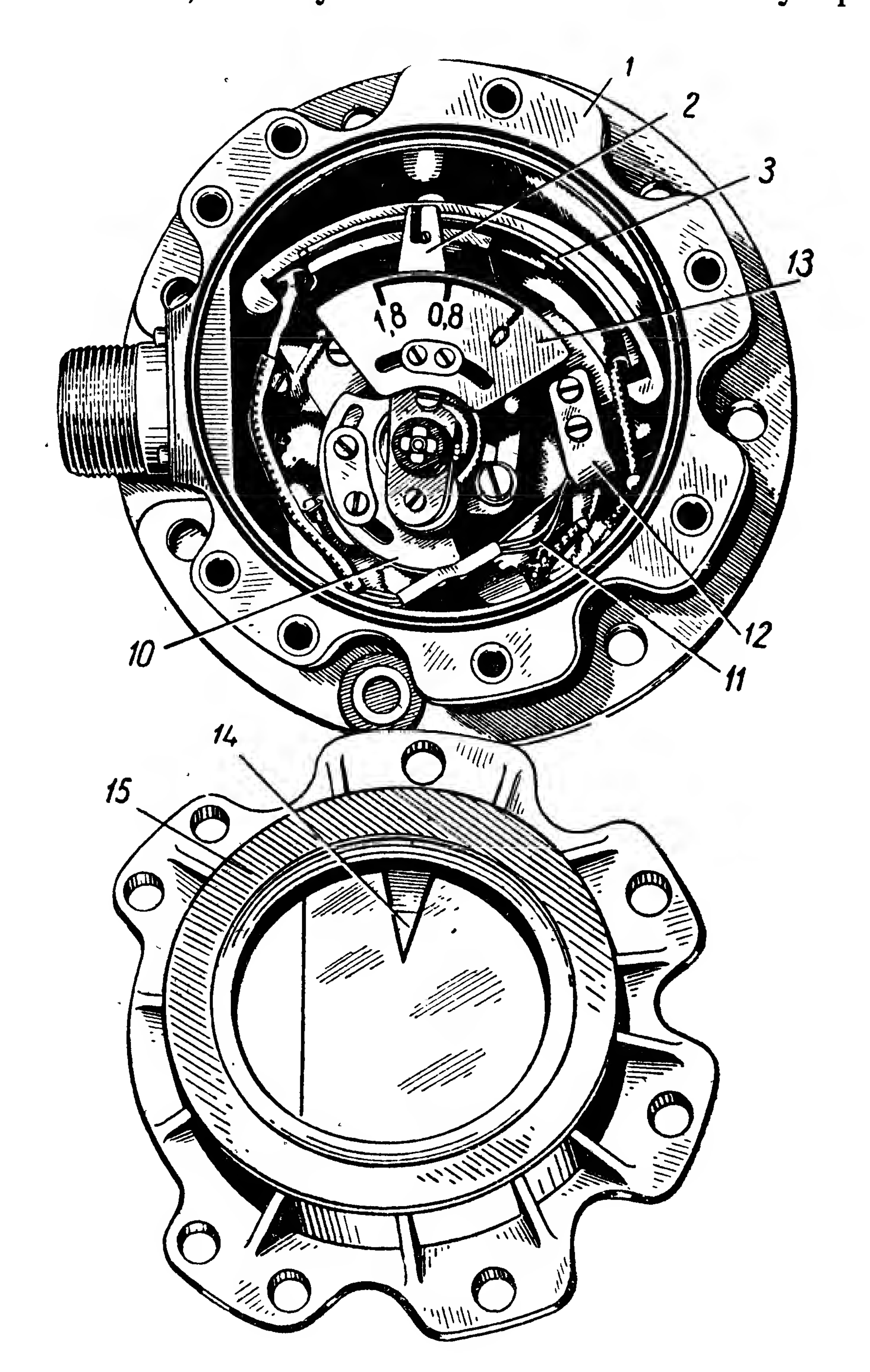
Фиг. 285. Профилированный потенциометр.

Следующим по сложности является топливомер с сигнализацией остатка топлива.

В полете летчику очень важно во-время узнать, что в баках самолета остался ограниченный (так называемый критический) запас топлива, минимально необходимый для благополучного завершения полета. Эти данные можно получить путем периодического наблюдения за показаниями топливомера, однако, это утомительно и не всегда возможно. Поэтому современные топливомеры, как правило, дополняются специальным устройством, сигнализирующим о критическом остатке топлива в баках самолета. Сигнализация осуществляется обычно загоранием красной лампочки, установленной на приборной доске летчика около указателя топливомера.

Внешний вид датчика топливомера БЭС-47 показан на фиг. 286, а конструкция его — на фиг. 287. Топливомер БЭС-47 рассчитан на индивидуальный контроль топлива в одном из баков самолета. Ни по принципу действия, ни по конструкции как датчик, так и указатель этого бензиномера ничем не отличаются от бензиномера БЭ-46. Разница лишь в дополнительном устройстве сигнализации остатка топлива. Это устройство состоит из кулачка (сектора) *10*, жестко связанного с осью ползунка *2* потенциометра, и микровыключателя. Допустим, что рассматриваемый топливомер должен сигнализировать остаток топлива в баке, равный 200 *л*. По мере израсходования топлива в баке ось ползунка датчика поворачи-

вается влево (если смотреть на датчик сверху). В момент, когда уровень топлива в баке будет соответствовать 200 *л* (с учетом допустимой погрешности, равной обычно около $\pm 3\%$), ось ползунка повернется настолько, что кулачок *10* сигнального устройства своим



Фиг. 286. Внешний вид датчика топливомера БЭС-47.

1—корпус; *2*—ползунок; *3*—потенциометр; *10*—кулачок; *11*—подвижный контакт; *12*—неподвижный контакт; *13*—шкала; *14*—стрелка; *15*—крышка датчика.

выступом нажмет на подвижный контакт *11* микровыключателя и замкнет электрическую цепь лампочки сигнализации остатка топлива. Этот момент изображен на фиг. 286.

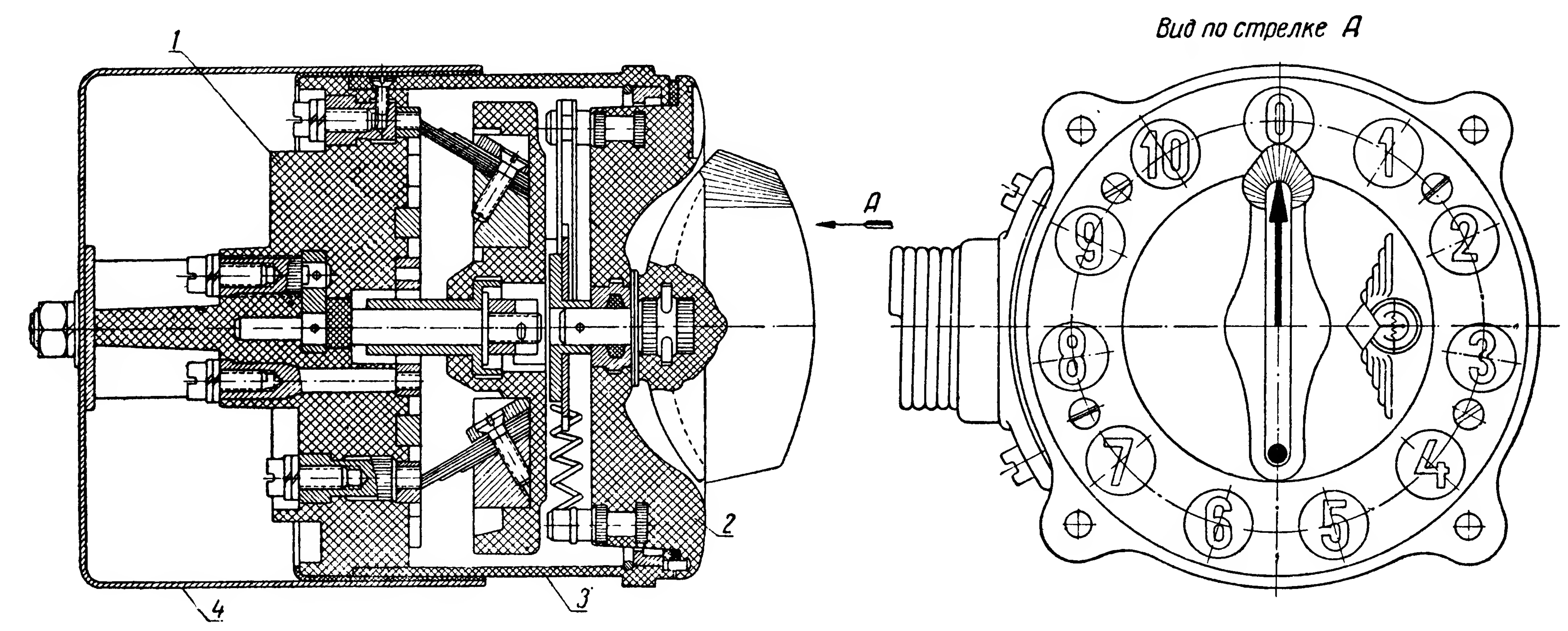
Часто бывает необходимо определить запас топлива в баках самолета при стоянке его на земле. Показания указателя, установленного на приборной доске, в этом случае могут не соответствовать действительности, так как топливомер градуируется на показания в линии горизонтального полета самолета. Поэтому все современные топливомеры снабжаются дополнительной шкалой,

по которой можно определить запас топлива в баке при стоянке самолета на земле в трехточечном положении. Дополнительная шкала *13* помещена в датчике. Она жестко связана с ползунком *2* потенциометра и перемещается вместе с ним. Указательная стрелка *14* укреплена на внутренней стороне крышки корпуса потенциометра, она хорошо видна через остеклованную часть крышки (см. фиг. 286).

Мы рассмотрели топливомеры, предназначенные для измерения запаса топлива только в одном баке. Если на самолете необходимо замерять запас топлива в двух баках или в двух группах баков одинаковой емкости и формы, то в этом случае обычно устанавливают два датчика одной градуировки (по одному в соответствующем баке), как это, например, сделано на самолете Як-11. Отсчет производится по одному указателю, который при помощи переключателя подключается то к одному, то к другому датчику. Отсчет производится по одной шкале.

На самолете может быть установлено несколько баков или несколько групп баков. Чтобы избавить летчика от подсчетов общего запаса топлива, применяется суммирующий топливомер, который указывает количество топлива в отдельной группе (в отдельном баке) или суммарное количество топлива на самолете. Комплект такого прибора состоит из нескольких датчиков (по количеству баков), одного двухшкального указателя (см. фиг. 282) и двухполюсного переключателя на несколько положений — по количеству датчиков (фиг. 288). Прибор собирается по особой схеме (фиг. 289). Принципиально эта схема представляет собой симметричную схему неуравновешенного моста (см. фиг. 174), рассмотренную в § 14. Электрические сопротивления датчиков включены как реостаты. Схема на фиг. 289 приведена для пяти датчиков, вообще же количество датчиков может быть другим.

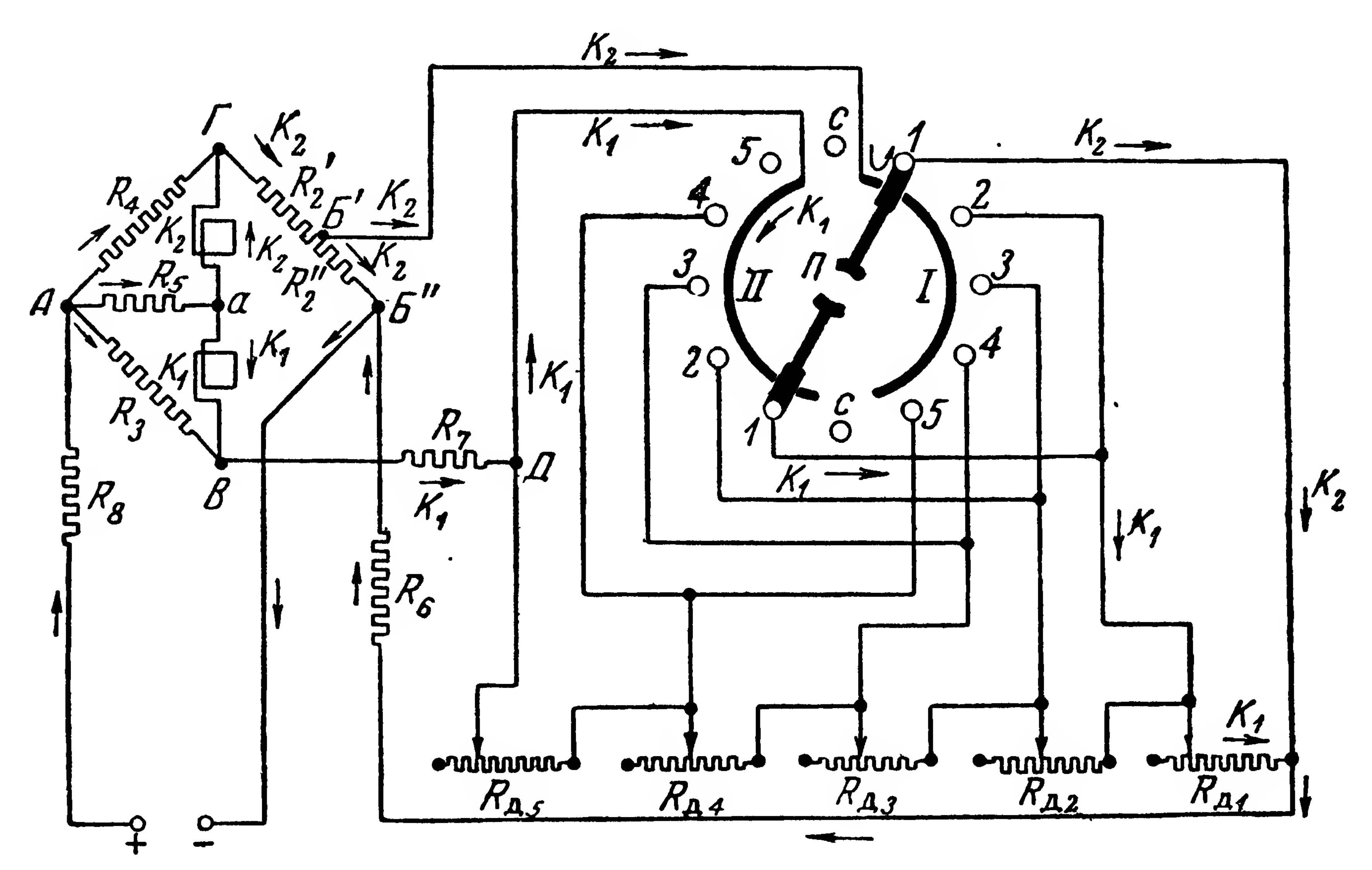
Если необходимо измерить количество топлива в какой-либо одной группе баков, например, в первой, то подвижный контакт переключателя *П* ставится на цифры *1—1*. Распределение токов при этом будет таким, как показано на схеме. Условно цепь катушки K_1 логометра отмечена стрелками с индексом K_1, а катушки K_2 — стрелками с индексом K_2; общие цепи катушек индексов не имеют. По схеме видно, что если переключатель установлен в положение *1—1,* то соотношение токов в катушках логометра, а следовательно, и положение его подвижной системы будет определяться положением ползунка реостата первого датчика. Стрелка указателя покажет количество топлива в первой группе баков. Другие сопротивления схемы, в том числе сопротивление плеча R_2', равные между собой сопротивления плеч R_3 и R_4, сопротивление полудиагонали R_5, а также подгоночные сопротивления R_6 и R_7 и гасящее сопротивление R_8 — величины постоянные. От точки *Д* ток пойдет ко второй шине переключателя, потому что на этом пути сопротивление гораздо меньше, чем на втором пути, через последовательно соединенные между собой сопротивления реостатов всех датчиков. Часть тока, проходящая через эти сопротивления, ничтожно мала.



Фиг. 288. Переключатель П-10.

1—основание; *2*—крышка; *3*—корпус; *4*—экран.

При положении переключателя на клеммах 2—2 соотношение токов в цепях прибора определяется только положением ползунка реостата второго датчика. Сопротивление $R_{д1}$ реостата первого дат-



Фиг. 289. Принципиальная электрическая схема суммирующего топливомера с индивидуальным контролем для пяти датчиков.

чика окажется при этом включенным последовательно с сопротивлением R_6, что вызовет лишь некоторое понижение напряжения питания, подводимого к точкам $А—Б''$; это, как известно, не может оказать влияния на показания логометра.

Суммарное количество топлива во всех баках прибор показывает, когда переключатель устанавливается в положение $С — С$ («сумма»). В этом случае в цепь катушки $К_1$. окажутся последовательно включенными переменные сопротивления реостатов всех датчиков, величина каждого из которых будет определяться положением соответствующего подвижного контакта (т. е. количеством топлива в данной группе баков). Сопротивление цепи катушки $К_2$ также увеличится на величину сопротивления R''_2.



Фиг. 290. Шкала суммирующего топливомера с индивидуальным контролем; предел измерения 500 и 1200 *л.*

Для большей точности измерения при индивидуальном контроле прибор имеет двойную шкалу (фиг. 290). По нижней шкале производится отсчет количества топлива в отдельных группах баков, по верхней шкале — суммарное количество топлива. Бóльшая точность измерения при индивидуальном контроле достигается благо-

даря тому, что в этом случае в цепь катушки K_2 включается не все сопротивление R_2, а только часть его R_2'.

Погрешности электрических топливомеров складываются из инструментальных погрешностей указателя, датчика и погрешностей дистанционной передачи. Для топливомеров последних конструкций они колеблются от $\pm 2,5$ до $\pm 5\%$ при замере топлива в одной группе баков и достигают $\pm 7\%$ при замере суммарного количества топлива.

Электрические поплавковые топливомеры могут быть выполнены и на переменном токе. В этом случае дистанционная передача между датчиком и указателем осуществляется при помощи автосинов. В зависимости от уровня топлива поплавок через систему рычагов и коническую зубчатую передачу задает угол поворота автосина-датчика, а последний через систему синхронной связи отклоняет ротор автосина-приемника на определенный угол, т. е. отклоняет стрелку указателя. Точность измерения таким топливомером несколько выше, чем топливомерами с потенциометрической передачей на постоянном токе или приборами с реостатными датчиками, собранными по мостовой схеме.

Емкостные топливомеры

Электрические дистанционные топливомеры с рычажно-поплавковыми датчиками обладают рядом достоинств. Благодаря простоте принципа действия и конструкции эти топливомеры просты в изготовлении и в эксплуатации. Но измерение количества топлива с помощью этих топливомеров не всегда возможно. Например, при высоком баке малого поперечного сечения поплавковым топливомером можно измерять только часть запаса топлива, так как расстояние по высоте между верхней и нижней крайними точками положения поплавка в этих топливомерах ограничено возможным углом отклонения рычага поплавка и длиной этого рычага. При большой высоте измеряемого столба жидкости и коротком рычаге, длина которого ограничена размерами узкого бака, часть жидкости остается незамеренной. Топливомеры с рычажно-поплавковыми датчиками также почти неприменимы для бака с внутренними перегородками, усиливающими жесткость бака, или для бака сложной формы, например, кольцеобразного. Эти, а также некоторые другие недостатки топливомеров с рычажно-поплавковыми датчиками вызвали необходимость разработки приборов, основанных на других принципах. Один из таких приборов, практически устанавливаемый на самолеты, основан на применении емкостного датчика. Электрические беспоплавковые топливомеры получили название емкостных.

Возможность применения емкостного датчика для измерения уровня (а следовательно, и количества) топлива в баке самолета рассмотрена в § 15. Принцип действия емкостного датчика основан на различной относительной диэлектрической проницаемости воздуха (примерно равной 1) и топлива (колеблется около 2).

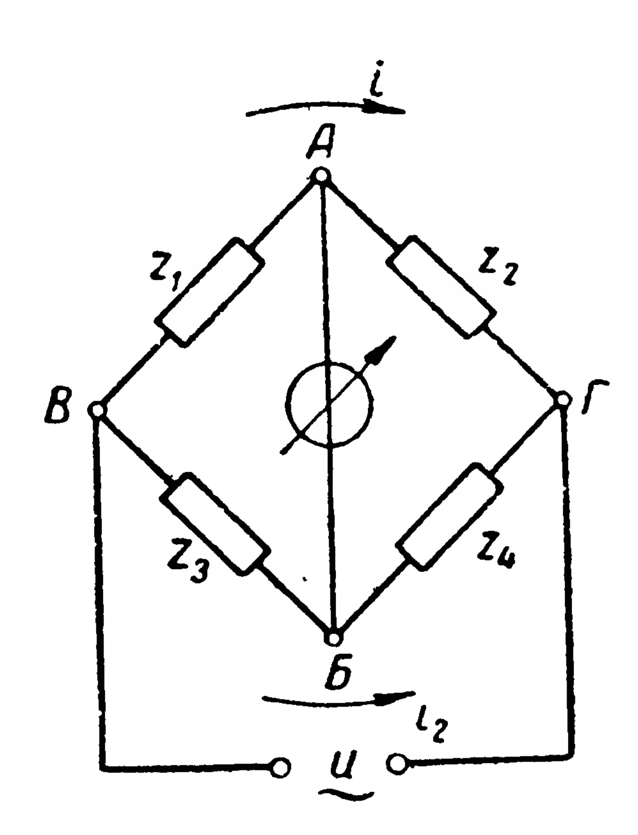
На фиг. 291 схематически показан один из вариантов самоуравновешивающейся мостовой схемы, применяемой для измерения

электрической емкости между металлическими концентрическими цилиндрами датчика топливомера, изменяющейся в зависимости от уровня топлива в баке, куда он помещен.

Два плеча моста представляют собой индуктивности — полуобмотки (секции) вторичной обмотки трансформатора *1*; полуобмотка *АГ* шунтирована уравновешивающим потенциометром *4*. Два другие плеча составлены из измеряемой емкости C_x датчика *7* (плечо *БВ*) и постоянной, заранее известной (эталонной) емкости C_0 конденсатора *5*. В диагональ моста *АБ* включен электронный усилитель *6*. На выходе усилителя включен двухфазный малоинерционный электродвигатель *3*, механически связанный с ползунком потенциометра *4* и стрелкой указателя *2*. Схема питается переменным током напряжением 115 *в* и частотой 400 *гц*. На вторичной обмотке между точками *В* и *Г* получается напряжение около 200 *в*.

Фиг. 291. Основные элементы самоуравновешивающейся мостовой схемы топливомера.

1—трансформатор; *2*—указатель топливомера; *3*—электродвигатель приборного типа; *4*—уравновешивающий потенциометр; *5*—эталонный конденсатор; *6*—усилитель; *7*—датчик; *8*—бак; *9*—фигурные отверстия в обкладках датчика.



Фиг. 292. Принципиальная схема моста переменного тока.

В общем виде принципиальная схема моста переменного тока показана на фиг. 292.

Если в точках *В* и *Г* моста приложить переменное напряжение, то через ветви моста *ВАГ* и *ВБГ* потекут переменные токи i_1 и i_2. Обозначим величины полных сопротивлений плеч моста этим токам соответственно через z_1, z_2, z_3 и z_4. Мост будет находиться в равновесии, т. е. ток в диагонали моста *АБ* будет равен нулю, если раз-

ность потенциалов между точками A и $Б$ будет равна нулю. Это возможно при условии

$$\left.\begin{aligned} i_1 z_1 = i_2 z_3, \\ i_1 z_2 = i_2 z_4. \end{aligned}\right\} \qquad (171)$$

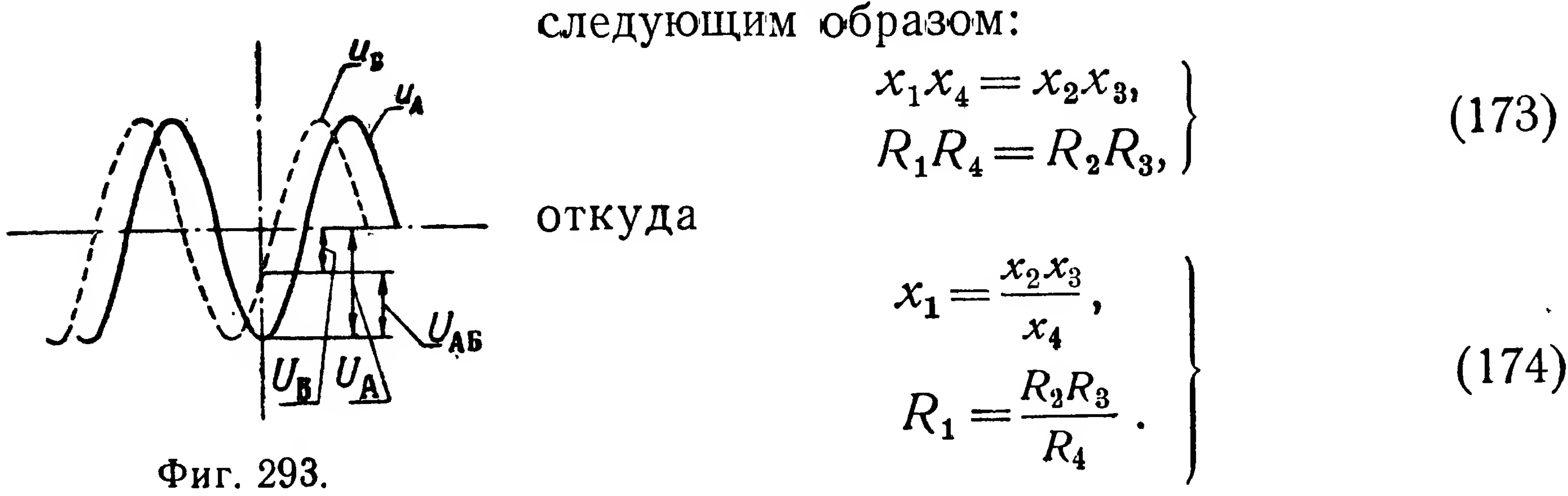
Разделив эти равенства одно на другое, получим условие равновесия моста

$$\frac{z_1}{z_2} = \frac{z_3}{z_4}$$

или

$$z_1 z_4 = z_2 z_3. \qquad (172)$$

Так как в общем случае сопротивления z_1, z_2, z_3 и z_4 могут включать как активные (R), так и реактивные (x) сопротивления, то в развернутом виде условие равновесия может быть выражено следующим образом:



Фиг. 293.

$$\left.\begin{aligned} x_1 x_4 = x_2 x_3, \\ R_1 R_4 = R_2 R_3, \end{aligned}\right\} \qquad (173)$$

откуда

$$\left.\begin{aligned} x_1 = \frac{x_2 x_3}{x_4}, \\ R_1 = \frac{R_2 R_3}{R_4}. \end{aligned}\right\} \qquad (174)$$

Справедливость уравнений (173) и (174) и их соответствие уравнению (172) можно проверить, если выразить полные сопротивления z через комплексные числа ($z = R + jx$).

Из уравнений (174) следует:

— во-первых, что, зная величины сопротивлений x_2, x_3, x_4 и R_2, R_3, R_4, можно узнать величины сопротивлений x_1 и R_1;

— во-вторых, что для равновесия моста необходимо его уравновесить одновременно как относительно активных, так и относительно реактивных сопротивлений.

Последнее положение может быть сформулировано так: для достижения равновесия моста его необходимо уравновесить как в отношении абсолютных величин сопротивлений z_1, z_2, z_3 и z_4, так и в отношении углов сдвига фаз напряжений в отдельных ветвях моста. Справедливость этого положения станет ясной, если вспомнить, что в переменном токе напряжение и сила тока есть величины векторные. При переменном токе для равновесия моста совершенно недостаточно равенства падения напряжений только по абсолютной величине, а нужно, чтобы были равны векторы этих падений напряжений, причем сумма этих векторов должна равняться нулю. В самом деле, если допустить, что напряжение в точке A равно напряжению в точке $Б$ только по абсолютной величине, но не совпадает с ним по фазе (фиг. 293), то это значит, что в любой момент времени между точками A и $Б$ будет действовать разность потенциалов $u_{AБ}$.

Чтобы легче понять принцип действия мостовой схемы емкостного топливомера, вспомним, что угол сдвига фаз между током и напряжением можно изменять как регулированием реактивного сопротивления в данной цепи, так и путем изменения активного сопротивления, или, наконец, путем изменения обеих составляющих полного сопротивления цепи.

Говоря о равенстве токов и напряжений в мостовой схеме топливомера (см. фиг. 292), будем подразумевать равенство их как по величине, так и по фазе.

Схема топливомера представляет собой самоуравновешивающийся (автобалансирующийся) мост переменного тока. Как только равновесие моста, характеризующееся отсутствием тока в диагонали *АБ* (см. фиг. 291), нарушается, всякий раз автоматически возникают силы, которые это равновесие восстанавливают. Происходит это следующим образом. Допустим, что при данном уровне топлива в баке мост находится в равновесии. Это значит, что падения напряжения на участках *АВ* и *БВ* и потенциалы точек *А* и *Б* равны между собой. Как только изменится уровень топлива в баке, изменится и величина емкости C_x, а следовательно, и потенциал точки *Б*. Потенциал же точки *А* останется прежним. В результате между точками *А* и *Б* возникнет разность потенциалов, которая поступит на вход электронного усилителя *6*. Далее это напряжение рассогласования, повышенное в усилителе, будет подано на электродвигатель *3* и приведет его во вращение. Электродвигатель *3* начнет перемещать ползунок потенциометра *4* и будет вращаться до тех пор, пока в схеме не произойдет новое перераспределение токов, при котором разность потенциалов между точками *А* и *Б* снова станет равной нулю. Одновременно с перемещением ползунка потенциометра *4* электродвигатель *3* через систему зубчатой передачи отклонит стрелку указателя *2* в новое положение, соответствующее количеству топлива в баке *8* в данный момент.

Если топливо расходуется непрерывно, то и нарушение равновесия моста и восстановление этого равновесия будут совершаться тоже непрерывно. Так как система, следящая за изменением уровня топлива (т. е. за изменением емкости C_x) и состоящая из электронного усилителя *6* и электродвигателя *3* приборного типа, обладает весьма малой инерционностью, то показания прибора соответствуют действительному (с учетом допустимых погрешностей) количеству топлива в баке в момент отсчета.

Сопротивления плеч моста подбираются так, чтобы при начальном значении емкости $C_{xН}$ датчика *7*, соответствующем пустому баку, ползунок потенциометра занимал крайнее левое положение (на фиг. 291 точка *Н*), а при значении емкости датчика $C_{xК}$, соответствующем полному баку, ползунок потенциометра занимал правое крайнее положение *К*. Когда бак пустой, значение емкости C_x примерно в два раза больше, чем при полном баке (это объясняется соотношением диэлектрических проницаемостей воздуха и топлива), а сопротивление участка *БВ* соответственно примерно в два раза больше,

чем при полном баке $\left(X_c = \frac{1}{\omega C}\right)$. Поэтому при пустом баке ветвь *ВБГ* моста подключается на полное напряжение, подаваемое трансформатором (ползунок в точке *Н*). При полном же баке ветвь *ВБГ* питается неполным напряжением (ползунок в точке *К*).

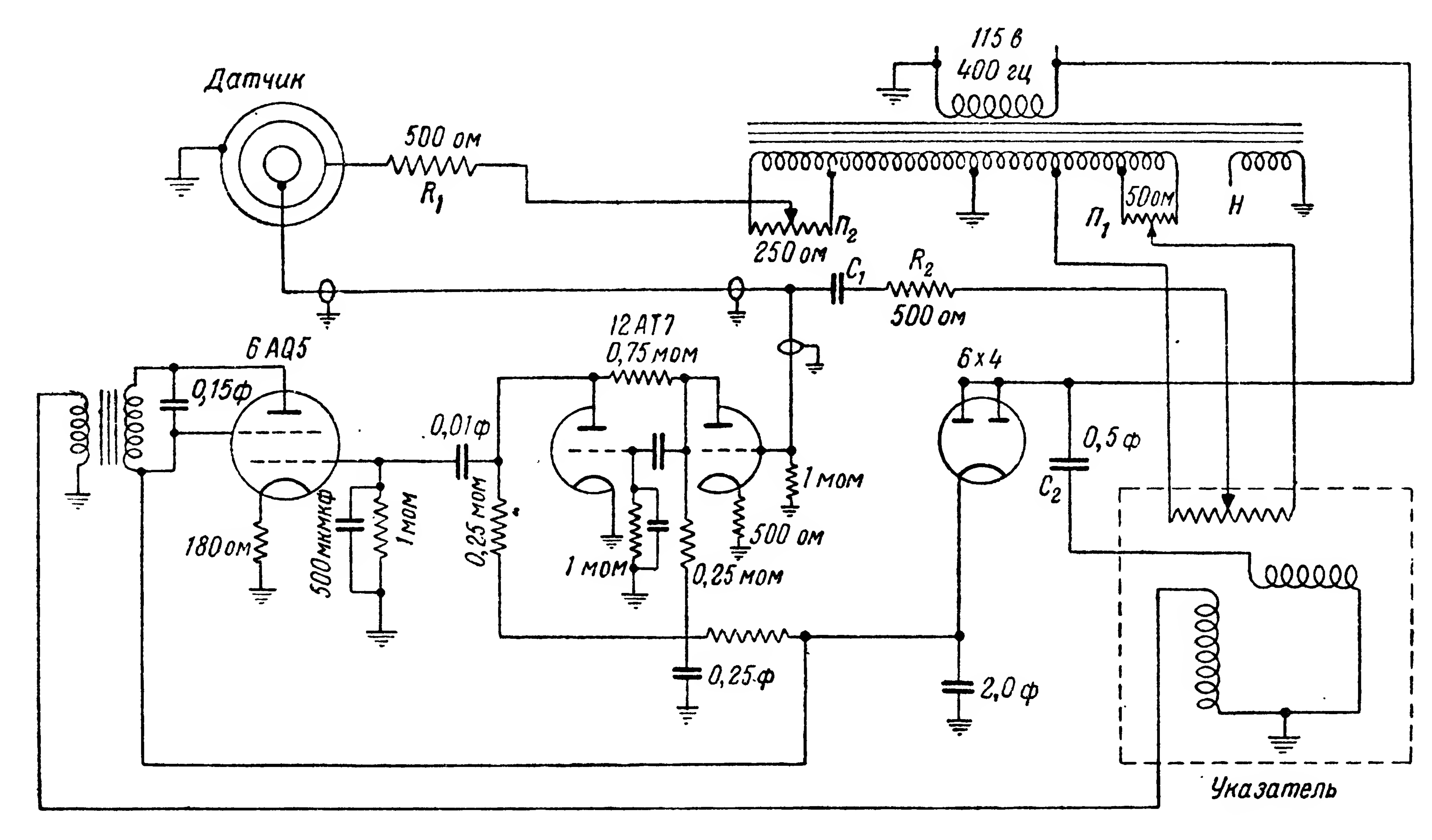
Поскольку минимальному и максимальному значению емкости датчика соответствуют крайние положения ползунка уравновешивающего потенциометра, то, следовательно, каждому промежуточному значению емкости C_x, т. е. каждому уровню топлива в баке, соответствует вполне определенное промежуточное положение ползунка. Таким образом, шкала прибора может быть градуирована в *л* топлива или в весовых единицах. Возможность градуировки шкалы емкостного топливомера в весовых единицах (это удобнее для определения запаса топлива) вытекает из того, что изменение относительной диэлектрической проницаемости примерно компенсирует изменение объема топлива с температурой.

Датчик описываемого варианта емкостного топливомера состоит из трех концентрических металлических цилиндров. Два внутренних цилиндра служат обкладками конденсатора, а наружный — экраном и кожухом. Обкладки конденсатора, в которых сделаны фигурные отверстия *9*, могут быть повернуты одна относительно другой. Этим достигается изменение электрической емкости датчика и подбор закона изменения этой емкости в соответствии с формой бака при градуировке прибора. Следует заметить, что датчик емкостного топливомера может быть любой формы и конструкции,— лишь бы он представлял собой конденсатор с определенным законом изменения его электрической емкости в зависимости от количества топлива в баке. В этом большое достоинство емкостных топливомеров, выгодно отличающее их от топливомеров с рычажно-поплавковыми датчиками.

Полная принципиальная электрическая схема рассматриваемого варианта емкостного топливомера показана на фиг. 294.

§ 23. ИЗМЕРЕНИЕ РАСХОДА ТОПЛИВА

Количество топлива, потребляемое авиационным двигателем в единицу времени, т. е. расход топлива, является одной из характеристик режима работы двигателя. Знание действительного расхода топлива особенно важно при полете на большие расстояния и при большой продолжительности полета. Сравнивая действительный расход топлива с расчетным, летчик может своевременно принять меры к изменению режима работы двигателя или заметить ненормальности в работе силовой установки. Расход топлива измеряется обычно в *кг/час*. Приборы, предназначенные для измерения количества жидкости, протекающей в трубопроводе, называются расходомерами. Обычно расходомеры показывают величину расхода в данный момент. Эти показания важны для контроля данного режима работы двигателя. Однако часто необходимо знать не только расход топлива в данный момент, но и общее количество топлива, израсходованного с момента запуска двигателя. Приборы, которые пока-



Фиг. 294. Полная принципиальная электрическая схема емкостного топливомера.

зывают количество топлива, протекшее через данный трубопровод за время с начала расходования топлива до момента отсчета, называются суммирующими расходомерами. Суммирующие расходомеры отличаются от обычных наличием счетного механизма и двух шкал. По одной шкале можно производить отсчет расхода топлива в данный момент, по другой — суммарный расход.

Все расходомеры делятся на две основные группы:

1. Расходомеры, основанные на косвенных методах измерения расхода жидкости, так называемые расходомеры непрямого действия.

2. Расходомеры, непосредственно измеряющие объем протекающей жидкости, так называемые объемные расходомеры.

Фиг. 295. Схема гидродинамического расходомера.

1—корпус; *2*—колонка; *3*—поплавок; *4*—диск; *5*—указатель; *6*—входной штуцер; *7*—выходной штуцер.

Расходомеры непрямого действия

К расходомерам непрямого действия относятся:

— расходомеры с переменным проходным сечением;
— дифференциальные расходомеры;
— скоростные расходомеры.

Расходомеры с переменным проходным сечением

На фиг. 295 показана схема одного из расходомеров с переменным проходным сечением: гидродинамического расходомера (иногда называемого ротаметром).

Внутри корпуса *1*, имеющего вид конической трубки, на колонке *2* помещается поплавок *3* с диском *4* и указателем *5*. Поплавок может свободно скользить по колонке вверх и вниз. Измеряемая жидкость поступает в расходомер через штуцер *6* и выходит через штуцер *7*. Площадь проходного сечения входного и выходного штуцеров одинаковая. Рабочее положение прибора вертикальное, входным штуцером книзу.

Количество жидкости, протекающее через входной штуцер прибора, зависит от скорости истечения жидкости и от величины проходного сечения штуцера. Величина проходного сечения *I—I* — величина постоянная, следовательно, по скорости истечения жидкости или по тому действию, которое она производит при данной скорости, можно определить ее расход. Жидкость, протекая через трубку *1*, встречает на своем пути препятствие в виде поплавка *3* с диском *4* и, обтекая его, оказывает на поплавок динамическое давление, которое будет тем больше, чем больше скорость ее движения.

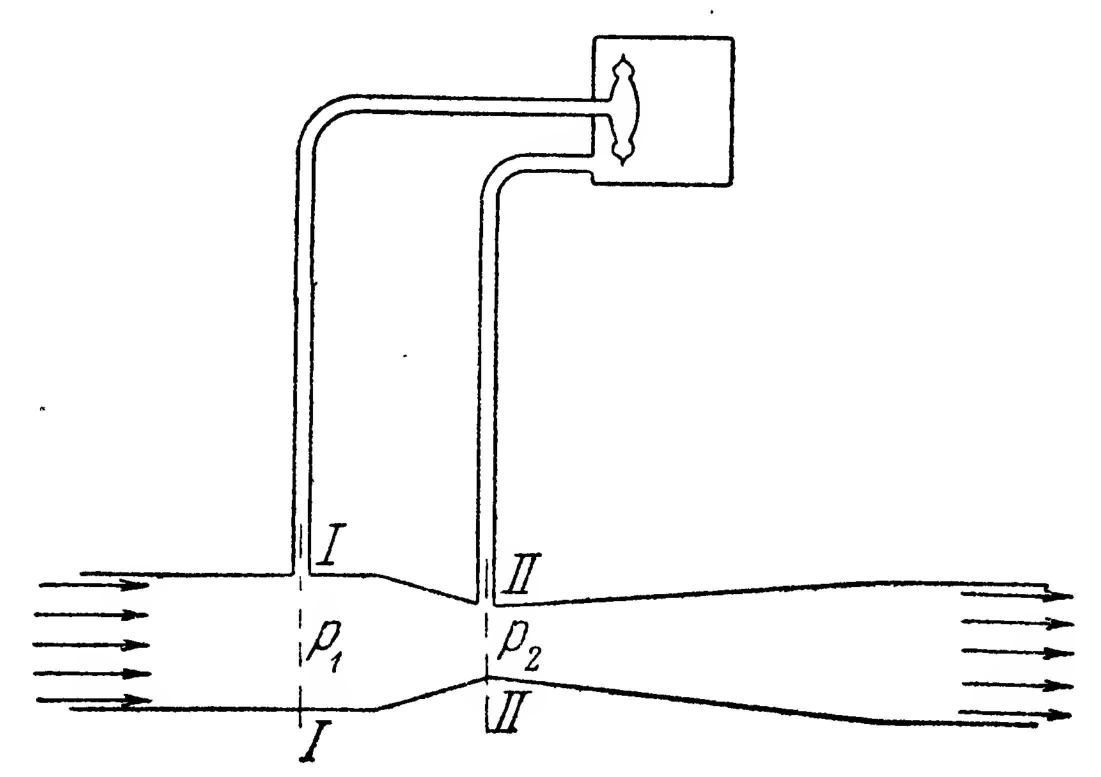
Под влиянием этого скоростного напора поплавок начнет двигаться вверх и будет перемещаться до тех пор, пока количество жидкости, протекающее через зазор между диском *4* и внутренним

диаметром трубки *1*, не станет равным количеству жидкости, поступающему через входной штуцер. В этот момент давление над поплавком станет равным давлению под ним (с учетом веса поплавка), и силы, вызвавшие его перемещение, исчезнут. Если расход жидкости увеличится, то увеличится давление на поплавок, и он будет подниматься вверх до тех пор, пока проходное сечение между диском *4* и внутренней стенкой трубки *1* не увеличится настолько, что разность давлений над поплавком и под ним опять станет равной его весу. Таким образом, положение равновесия поплавка в конечном счете определяется скоростью течения жидкости в сечении *I—I*. Следовательно, шкала прибора может быть градуирована в *кг* жидкости, протекающей через прибор за определенный промежуток времени (например, за час). Динамическое давление или скоростной напор жидкости зависит не только от ее скорости, но и от плотности (удельного веса). Поэтому шкала прибора будет пригодна для определения расхода топлива одного определенного удельного веса. Измерение расхода топлива другого удельного веса возможно с внесением соответствующих поправок.

Гидродинамический расходомер описанной схемы, обладающий только инструментальной погрешностью, позволяет измерять расход топлива с точностью 2,5—3,5%.

Дифференциальные расходомеры

Дифференциальными называются расходомеры, основанные на измерении в двух различных сечениях трубопровода разности давлений жидкости, определяемой скоростью истечения жидкости (фиг. 296).



Фиг. 296. Схема измерения расхода топлива дифференциальным расходомером.

Если в трубопровод, по которому топливо поступает в авиационный двигатель, установить насадок в виде трубки Вентури, то в наиболее узком месте этого насадка скорость движения топлива будет больше, чем в остальных сечениях трубопровода, а давление соответственно меньше.

Таким образом, между давлением p_1 в сечении $I—I$ и давлением p_2 в сечении $II—II$ существует разность, именуемая перепадом давления Δp и равная

$$\Delta p = p_1 - p_2.$$

Между перепадом давления и количеством топлива, протекающего через насадок в единицу времени, существует вполне определенная квадратичная зависимость, а именно

$$Q = A\sqrt{\Delta p}, \qquad (175)$$

где Q — объемный расход топлива;
A — коэффициент, зависящий от формы и качества насадка, от плотности топлива и др.;
Δp — перепад давления.

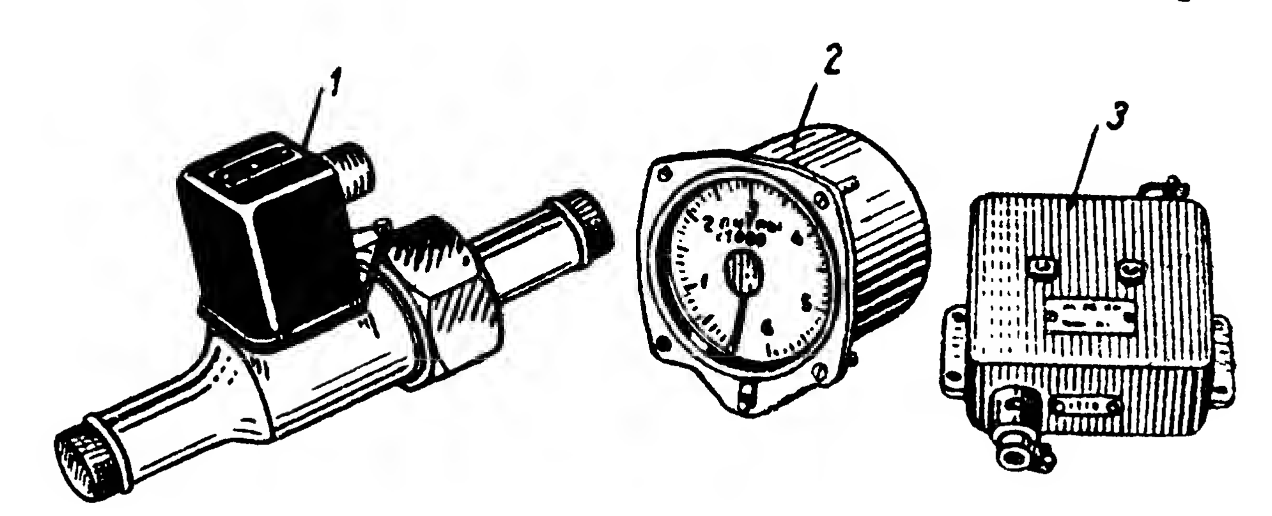
Для данного насадка и для топлива данного удельного веса коэффициент A можно считать величиной постоянной. Из уравнения (175) следует, что по перепаду давления в сечениях $I—I$ и $II—II$, измеряемому обычным дифференциальным манометром, можно судить о расходе топлива. Шкала манометра может быть градуирована в *кг* топлива, протекающего через трубопровод в определенный промежуток времени. Фактически шкала расходомера градуируется для топлива определенного удельного веса. Обычно точность измерения манометрическим расходомером несколько ниже точности измерения гидродинамическим расходомером.

Скоростные расходомеры

Принцип действия скоростных расходомеров заключается в измерении скорости вращения (числа оборотов) крыльчатки (турбинки), помещенной в поток жидкости, или скорости вращения реактивной турбинки, через которую пропускается испытуемая жидкость. Для каждой данной конструкции расходомера существует вполне определенная однозначная зависимость между скоростью вращения крыльчатки (турбинки) и скоростью истечения жидкости. Поэтому в расходомерах, показывающих мгновенный расход, шкала тахометра, с помощью которого измеряется скорость вращения чувствительного элемента (крыльчатки, турбинки), может быть градуирована в единицах расхода жидкости. В суммирующих расходомерах количество израсходованного топлива измеряется не по скорости вращения крыльчатки, а по числу оборотов, которое она совершит за время протекания через расходомер того или иного объема топлива. Поскольку число оборотов равно скорости вращения, умноженной на время, то и в этом случае шкала указателя, представляющего собой счетчик оборотов, может быть градуирована в единицах объема жидкости, протекшей через расходомер с момента включения его в работу.

Показания скоростного расходомера действительны только для той жидкости, на которую он рассчитан, так как скорость вращения чувствительного элемента зависит также от вязкости жидкости.

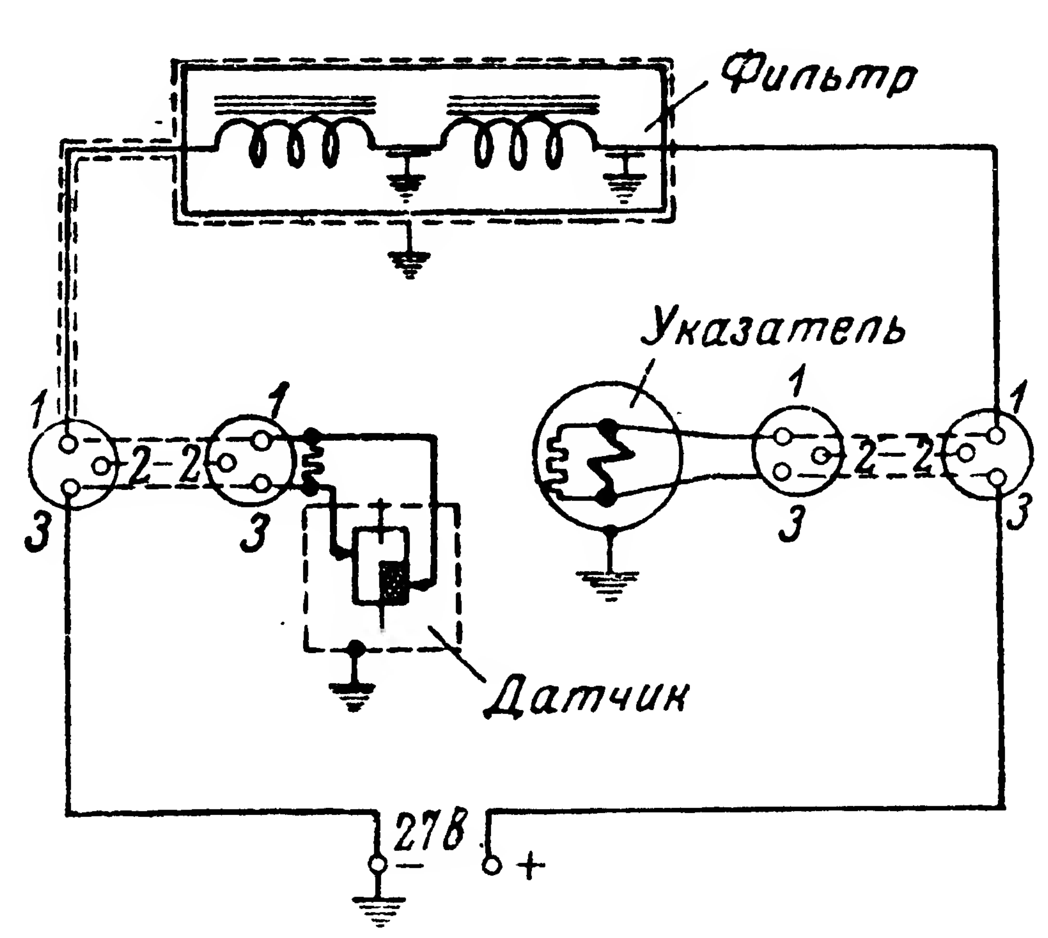
В качестве примера конструктивного выполнения скоростных расходомеров рассмотрим отечественный электрический суммирующий расходомер бензина СРБ-6 (фиг. 297). Этот прибор предназначен для дистанционного измерения суммарного расхода бензина, притекающего к двигателю, и при расходах от 210 до 1250 *л/час* имеет приведенную относительную погрешность, не превышающую



Фиг. 297. Внешний вид комплекта электрического суммирующего расходомера бензина СРБ-6.

1—датчик; *2*—указатель; *3*—электрический фильтр.

при нормальных условиях $\pm 2,5\%$ и доходящую при температурах $+50$ и $-60°$ С до $\pm 4,5\%$. Перепад давления при работающем датчике и максимальном расходе $Q=1250$ *л/час* не более 0,1 *кг/см²*, а при заторможенной крыльчатке и расходе $Q=1250$ *л/час* не более 0,15 *кг/см²*.

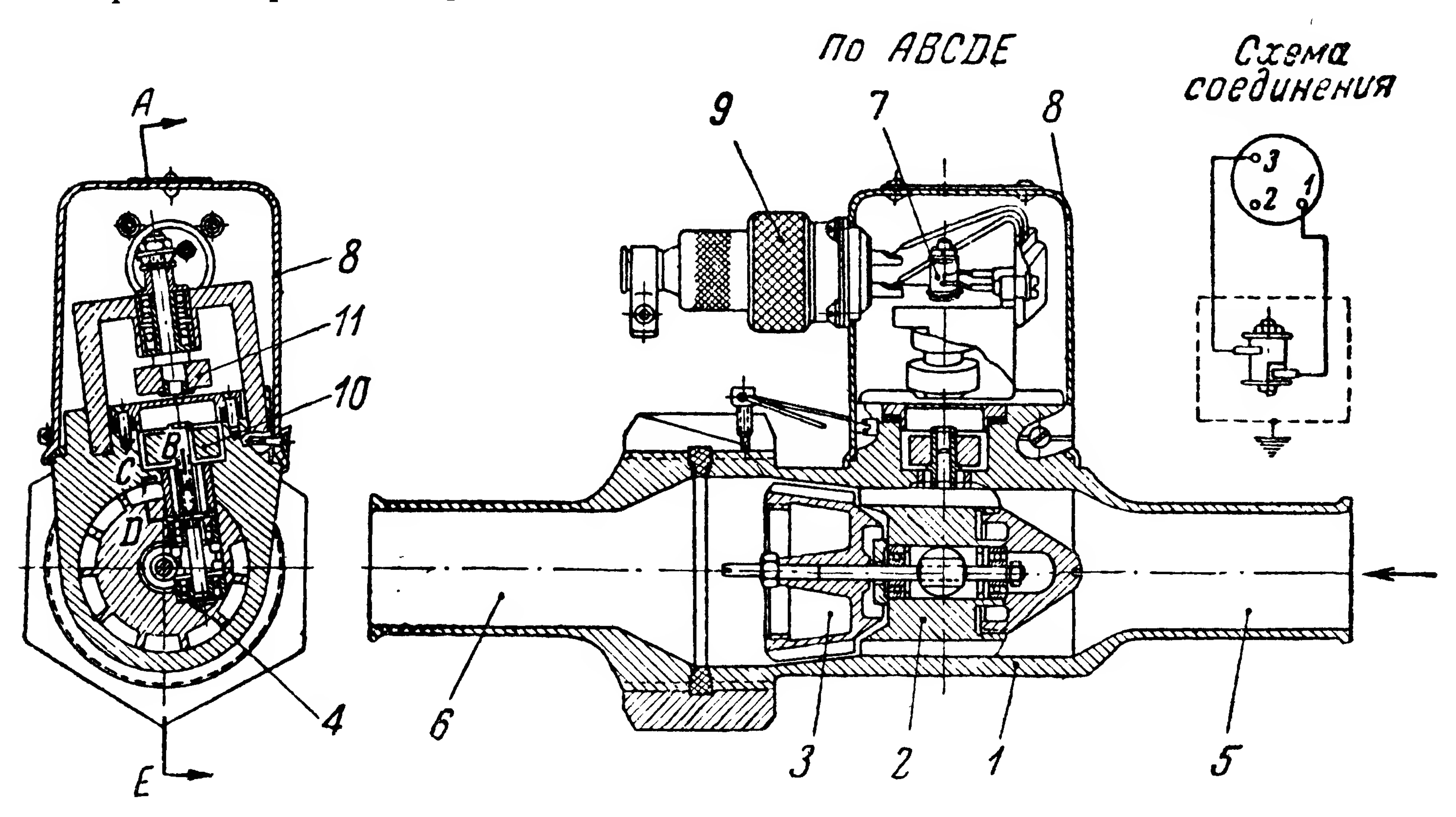


Фиг. 298. Электрическая схема расходомера СРБ-6.

В комплект прибора входят: датчик, указатель и электрический фильтр. Электрическая схема прибора показана на фиг. 298.

Датчик прибора (фиг. 299) состоит из полого корпуса *1*, в центральную часть которого вмонтирован направляющий аппарат *2* с крыльчаткой *3* и редуктором *4*. С двух сторон корпус оканчивается патрубками *5* и *6*, предназначенными для включения датчика в топ-

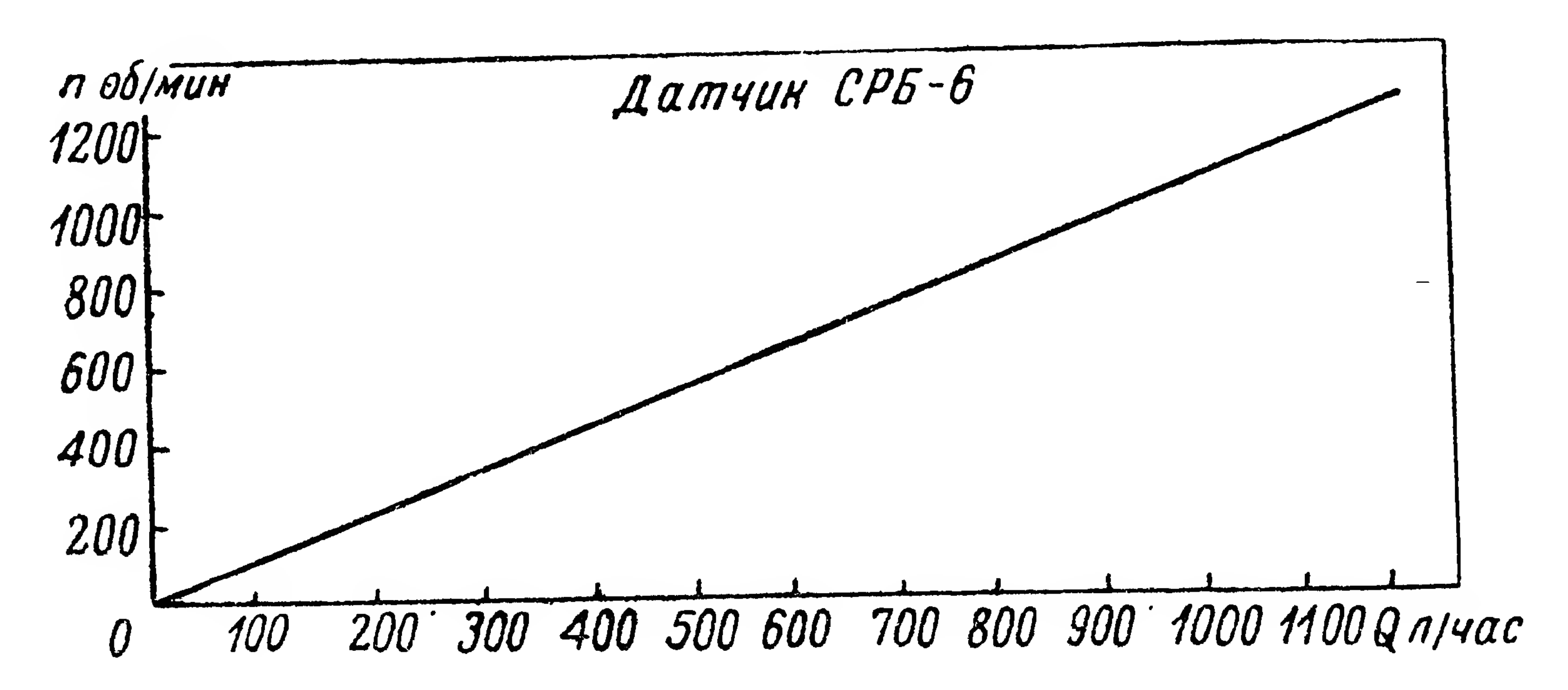
ливную магистраль двигателя. В верхнюю часть корпуса установлено механическое реле (называемое иногда контактным механизмом), закрытое брызгонепроницаемым металлическим кожухом *8*, на ко-



Фиг. 299. Конструкция датчика расходомера СРБ-6.

1—корпус; *2*—направляющий аппарат; *3*—крыльчатка; *4*—червячный редуктор; *5*—входной патрубок датчика; *6*—выходной патрубок датчика; *7*—реле; *8*—кожух камеры реле; *9*—трехштырьковый штепсельный разъем; *10*—ведущий магнит муфты; *11*—ведомый магнит.

тором смонтирован трехштырьковый штепсельный разъем *9*. Внутренняя камера корпуса *1* датчика герметична и выдерживает давление жидкости, равное 5 *кг/см²*.

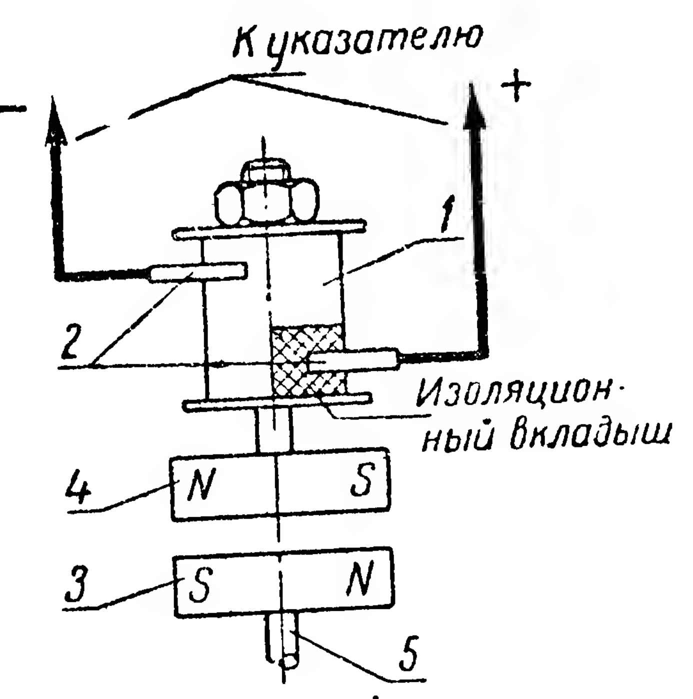


Фиг. 300. График зависимости числа оборотов крыльчатки от мгновенного расхода топлива, протекающего через датчик расходомера СРБ-6.

Топливо поступает в приемный патрубок *5* датчика и, пройдя через каналы на периферийной части направляющего аппарата, попадает на спиральные лопасти крыльчатки. Ось крыльчатки опи-

рается на два шарикоподшипника, установленные во внутренней полости направляющего аппарата. Средняя часть оси выполнена в виде червяка, с которым сцеплено червячное колесо, передающее вращение крыльчатки контактному органу реле *7*.

Число оборотов крыльчатки пропорционально количеству бензина, протекающего через внутреннюю полость корпуса датчика. В пределах от 210 до 1250 *л/час* для расходомера СРБ-6 эта зависимость прямолинейна (фиг. 300). Таким образом, чтобы узнать суммарный расход топлива, достаточно измерить число оборотов крыльчатки с момента включения прибора в работу. В расходомере СРБ-6 крыльчатка через червячную передачу с передаточным отношением 1 : 30 приводит в движение контактный орган реле (фиг. 301), представляющий собой цилиндрический прерыватель *1*, который через каждые 30 оборотов крыльчатки замыкает платиновые контакты *2* реле, выполненные в виде щеток. При замыкании контактов в указатель расходомера посылается импульс электрической энергии, заставляющий срабатывать механизм указателя.



Фиг. 301. Схема устройства механического реле и магнитной муфты.

1—цилиндрический прерыватель контактного органа реле; *2*—контакты реле; *3*—ведущий магнит; *4*—ведомый магнит; *5*—вал червячной передачи.

Цилиндрический прерыватель контактного органа реле приводится во вращение от червячной передачи через магнитную муфту. Сделано это для более надежной изоляции реле, для предотвращения проникновения в него бензина и обеспечения взрывобезопасности датчика. Магнитная муфта состоит из двух постоянных магнитов *3* и *4*. Ведущий магнит *3* жестко укреплен на конце выходного вала *5* червячной передачи, а ведомый магнит *4* — на валу цилиндрического прерывателя контактного органа в камере реле. Магниты разделены крышкой камеры червячной передачи; крышка изготовлена из диамагнитного материала.

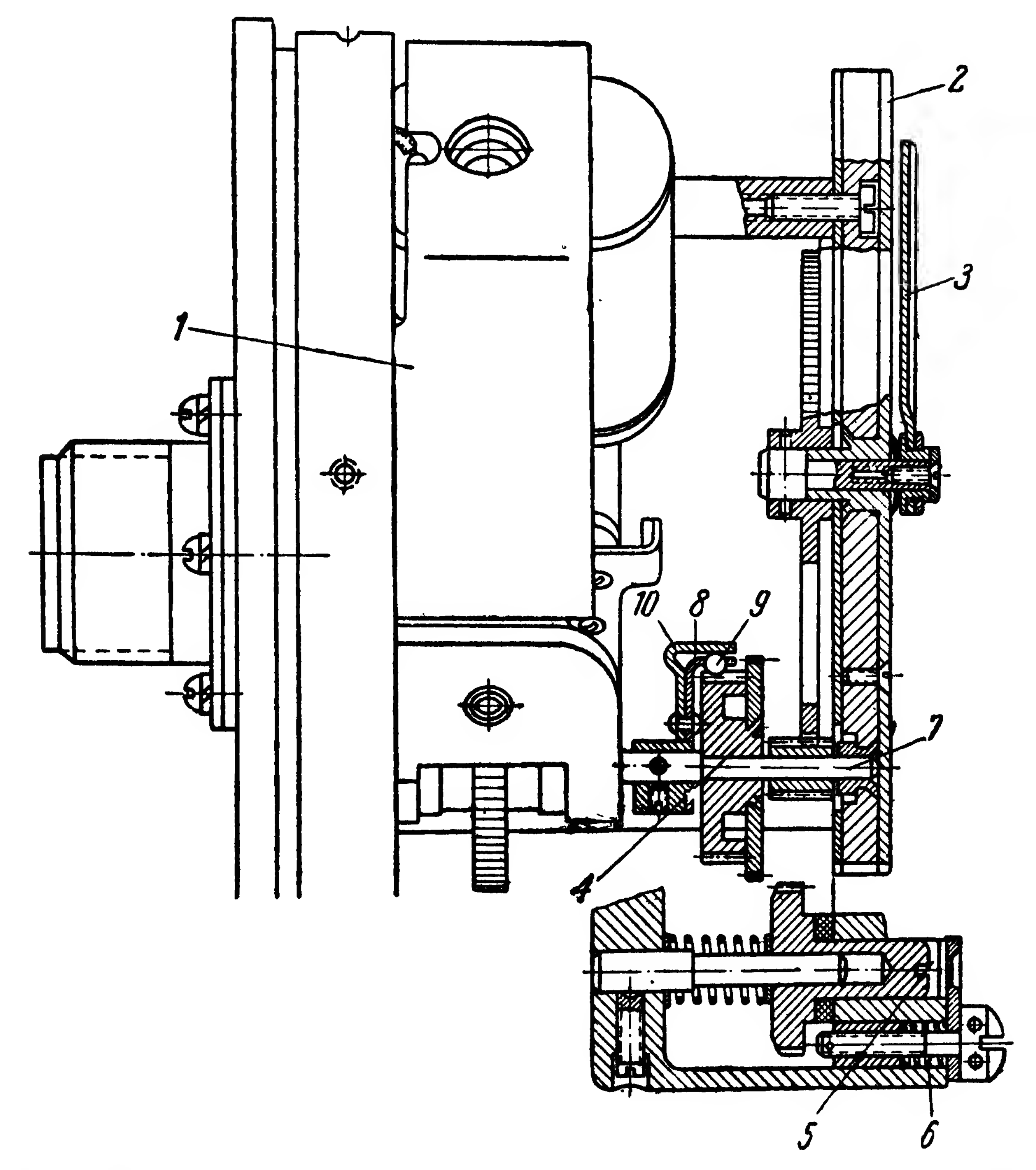
Указатель расходомера СРБ-6 (фиг. 302) представляет собой электромагнитный счетчик импульсов электрической энергии, посылаемых датчиком расходомера. Отсчетное приспособление выполнено в виде указательной стрелки *3* и концентричной шкалы *2*, градуированной в литрах.

Чувствительным элементом указателя служит электромагнит *1*. При каждом замыкании контактов реле датчика расходомера (т. е. через каждые 30 оборотов крыльчатки) якорь электромагнита притягивается и поворачивает на один зуб храповое колесо. Вращение храпового колеса через систему зубчатых колес с передаточным отношением 1 : 12 880 передается указательной стрелке.

В отличие от других измерительных приборов в указателе расходомера СРБ-6 стрелка двигается не к концу, а к началу шкалы,

т. е. справа налево. Прибор показывает не количество израсходованного топлива, а количество топлива, оставшегося в баках самолета (при условии, если топливная система исправна и нет утечки топлива мимо расходомера). Сделано это для удобства расчета возможной длительности полета.

После заправки самолета топливом стрелка указателя должна быть установлена на отметку шкалы, соответствующую количеству



Фиг. 302. Схема устройства указателя расходомера СРБ-6.

1—электромагнит; *2*—шкала; *3*—указательная стрелка; *4*—зубчатое колесо редуктора; *5*—зубчатое колесо механизма перевода стрелки; *6*—планка; *7*—промежуточный валик; *8*—поводок; *9*—шарик; *10*—пружина.

топлива, находящегося в баках самолета. Для этого в указателе имеется переводное зубчатое колесо *5*, закрытое планкой *6*. Ослабив винт крепления планки и отвернув ее в сторону, вставляют отвертку в прорезь валика зубчатого колеса *5* и слегка нажимают на него. При этом зубчатое колесо *5* входит в зацепление с промежуточным зубчатым колесом *4*; затем вращением отвертки устанавливают стрелку *3* указателя на соответствующую отметку шкалы. Зубчатое колесо *4* свободно сидит на валике *7* редуктора и связано с ним только поводком *8* и шариком *9*, который входит в канавки на зубчатом колесе *4* и прижимается пружиной *10*. Во время поворачивания отверткой зубчатого колеса *5* и сцепленного с ним зубчатого коле-

са *4* поводок *8* остается неподвижным, а шарик *9*, отжимая пружину *10*, выходит из зацепления с зубчатым колесом *4*.

Фильтр (см. фиг. 297) предназначен для локализации электрических помех радиоприему, которые могут возникнуть при работе реле датчика. Фильтр состоит из двух последовательно соединенных дросселей (с индуктивностью около 400 *мкгн*) и двух конденсаторов емкостью 1 *мкф* каждый.

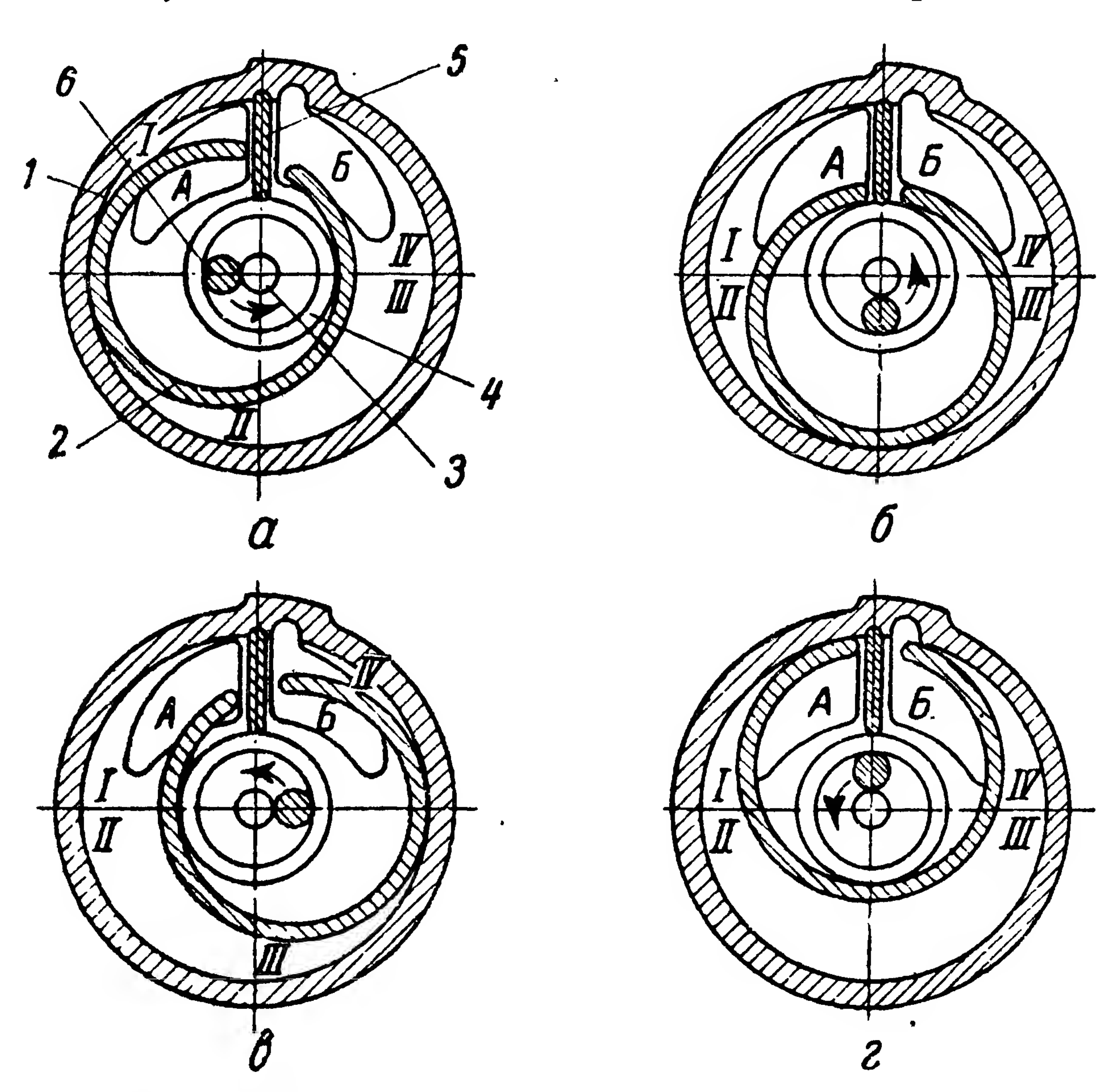
Объемные расходомеры

Почти все типы объемных расходомеров построены на применении обратимых жидкостных насосов: поршневых, коловратных, винтовых и т. д. Зная объем жидкости, который проходит через рабочую камеру насоса за один оборот его подвижной системы, и замерив число оборотов последней, можно определить мгновенный или суммарный расход жидкости. Объемные расходомеры обладают более высокой точностью, чем расходомеры непрямого действия, однако им присущ ряд существенных недостатков, ограничивающих применение их на самолетах. Во-первых, габариты и вес объемного расходомера всегда значительно больше, чем, например, скоростного расходомера, рассчитанного на работу при таких же мгновенных расходах жидкости. Во-вторых, в случае выхода из строя датчик объемного расходомера закупоривает топливную магистраль, преграждая путь топлива к двигателю. Чтобы предотвратить эту опасность, датчик расходомера снабжают специальной шунтирующей магистралью с перепускным клапаном, через которую топливо начинает поступать в двигатель при заедании подвижной системы датчика расходомера. Но такое аварийное устройство еще более усложняет и без того сложную (а следовательно, и дорогую) конструкцию датчика. Скоростные расходомеры свободны от этого недостатка. При максимальном мгновенном расходе 1250 *л/час* и заторможенной крыльчатке (т. е. в случае заедания и остановки ее по каким-либо причинам) перепад давления на датчике расходомера СРБ-6 составляет не более 0,15 *кг/см²*, что практически не влияет на нормальное снабжение двигателя топливом.

На фиг. 303 показан принцип устройства и работы одного из распространенных типов датчиков объемных расходомеров. Этот ротационно-кольцевой расходомер состоит из цилиндрического корпуса *1* и поршня *2*. В одной из торцевых сторон корпуса сделаны фасонные отверстия *А* для входа и *Б* для выхода топлива. В центре этой же торцевой стороны смонтирован направляющий цилиндрический стержень *3*. Концентрично стержню *3* установлено удерживающее кольцо *4*, жестко связанное с корпусом расходомера при помощи перегородки *5*. Поршень *2* совершает при работе расходомера сложное поступательно-вращательное движение. Центральный вал *6* совершает круговое вращательное движение в зазоре между стержнем *3* и удерживающим кольцом *4*, при этом одна из образующих поршня все время плотно прилегает к внутренней поверхности корпуса. Поршень *2* движется возвратно-поступательно вдоль вертикальной

оси сечения корпуса. Направляющей этого движения служит перегородка *5*, которая входит в специальную прорезь в поршне *2*.

На фиг. 303,*а, б, в* и *г* показаны четыре последовательных положения поршня в корпусе при полном цикле. Под влиянием давления жидкости, поступающей через входное отверстие *А* внутрь поршня и в камеру *I*, поршень начинает двигаться влево вниз (фиг. 303,*а*) и далее, по мере заполнения жидкостью внешних камер *II*, *III* и *IV*, последовательно движется вправо и вверх; при



Фиг. 303. Принцип устройства и работы ротационного кольцевого расходомера.

1—корпус; *2*—поршень; *3*—цилиндрический стержень; *4*—удерживающее кольцо; *5*—перегородка; *6*—центральный вал поршня. *А*—отверстие для входа топлива; *Б*—отверстие для выхода топлива; *I, II, III, IV*—камеры.

этом вал *6* огибает стержень *3*, а внешняя поверхность поршня обкатывается по внутренней поверхности корпуса *1*, плотно прилегая к ней. Движение жидкости через расходомер непрерывно, и зависимость между количеством возвратно-поступательно-вращательных движений поршня и объемом жидкости, проходящей через расходомер, строго определенная. Центральный вал *6* поршня связан через зубчатую передачу с датчиком электрической дистанционной передачи расходомера. Ротационно-кольцевой расходомер является чисто объемным расходомером, т. е. влияние плотности и вязкости жидкости на точность измерения незначительно.

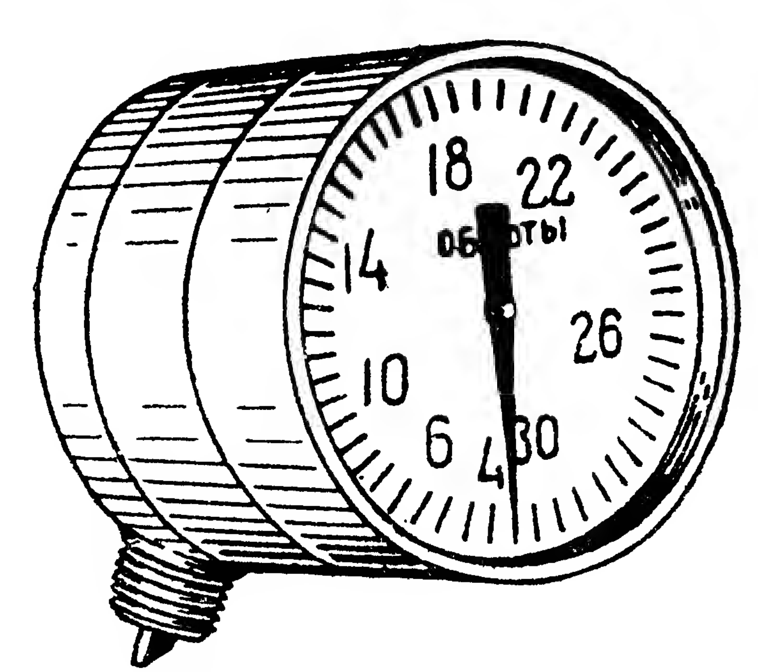
Применение на самолетах расходомеров — приборов, безусловно улучшающих разносторонний контроль режима работы авиационных двигателей, не исключает необходимости применения топливомеров, так как показания суммирующих расходомеров о запасе оставше-

гося в баках самолета топлива могут быть точными только в том случае, если топливная система не имеет повреждений и нет утечки топлива помимо магистрали, в которую включен датчик расходомера. Топливомеры же показывают фактический запас топлива в баках самолета (конечно, с точностью, обусловленной допустимыми погрешностями).

§ 24. ИЗМЕРЕНИЕ ЧИСЛА ОБОРОТОВ

Чем больше скорость вращения коленчатого вала поршневого авиационного двигателя, тем больше развиваемая им мощность. Чем больше число оборотов турбины в минуту, тем бóльшую тягу создает реактивный двигатель. Но если двигатель разовьет недопустимо большое число оборотов, то это повлечет за собой значительную перегрузку его деталей, и он может выйти из строя. С другой стороны, не всегда выгодно, чтобы двигатель работал на максимальных числах оборотов, так как это снижает срок его службы и в то же время связано с большим неэкономичным расходом топлива. Непосредственно после запуска двигатель заставляют работать на малых и средних числах оборотов, пока он не прогреется и пока не установится нормальный режим смазки. Таким образом, замер числа оборотов коленчатого вала или вала турбины авиационного двигателя является весьма важным элементом контроля его работы.

Приборы, предназначенные для замера скорости вращения, называются тахометрами. Авиационные тахометры делятся на механические и электрические. К первым относятся центробежные тахометры, а ко вторым — магнитные и дистанционные магнитные, а также тахометры, основанные на измерении ЭДС, пропорциональной скорости вращения. В дальнейшем для краткости эти последние тахометры именуются просто электрическими тахометрами. Они могут быть предназначены для работы на постоянном и на переменном токе.



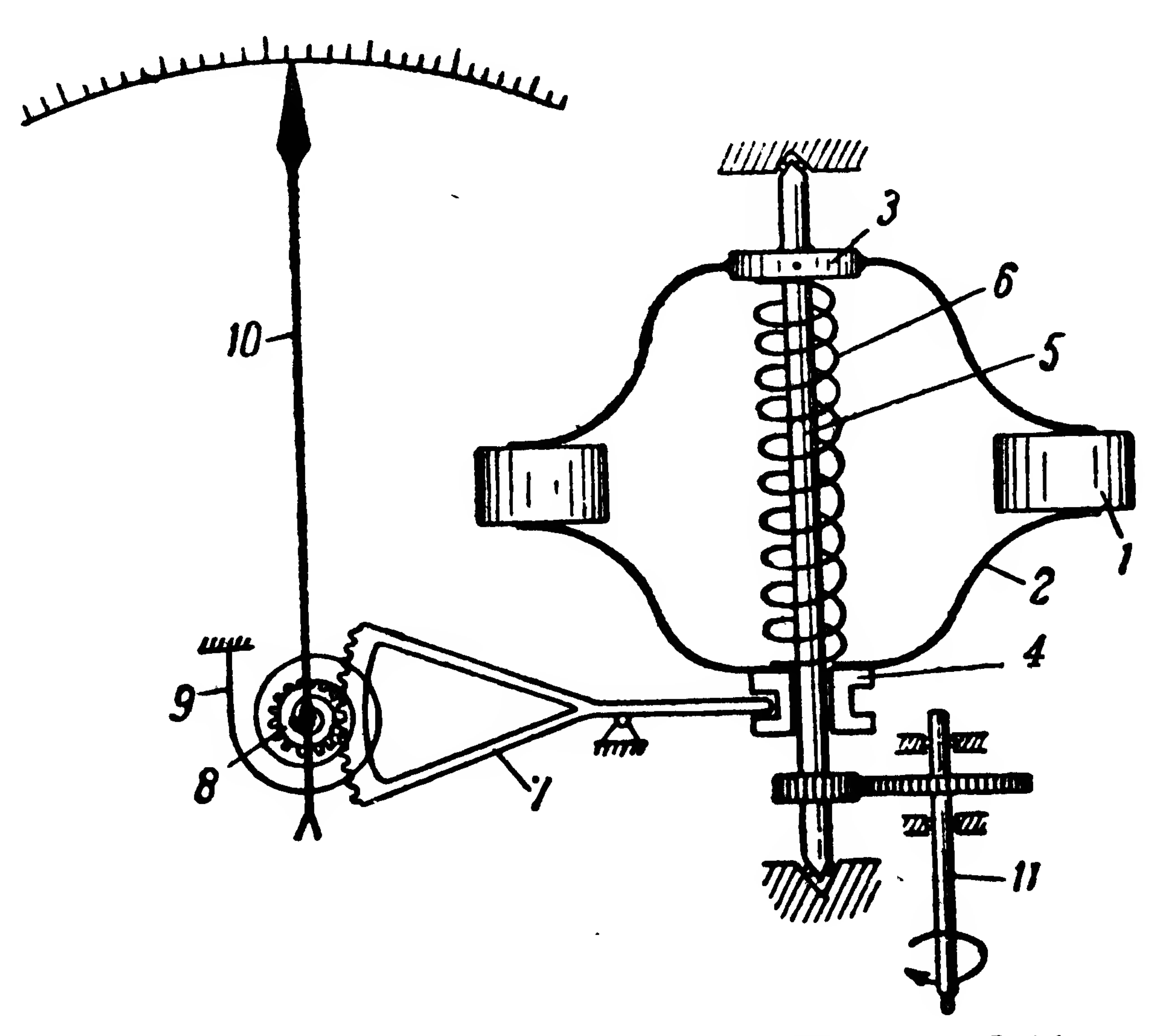
Фиг. 304. Центробежный тахометр ТЦ-45.

Центробежные тахометры

Центробежный тахометр, который иногда еще применяется в легкомоторной авиации, представляет собой механический недистанционный прибор (фиг. 304). Его работа основана на известной из механики функциональной зависимости между скоростью вращения груза и величиной действующей на него центробежной силы, возникающей при этом вращении. Принципиальная схема прибора изображена на фиг. 305. Два одинаковых груза *1*, расположенные в диаметрально противоположных точках, подвешены на упругих эластичных рессорах *2* к муфтам *3* и *4*. Муфта *3* закреплена на валике *5* неподвижно. Муфта *4* может свободно скользить по валику *5* вверх и вниз. Между муфтами установлена цилиндрическая спиральная пружина. Муф-

та *4* связана через передаточно-множительный механизм с указательной стрелкой *10*. Валик *5* связан через систему зубчатой передачи с ведущим валиком *11*. Тахометр устанавливается на приборной доске. Вращающий момент передается от авиационного двигателя ведущему валику тахометра при помощи гибкого валика.

При вращении валика *5* центробежная сила, действующая на грузы *1*, стремится удалить их от оси вращения и сблизить муфты *3* и *4*. Но этому противодействует сила упругости пружины *6* (и до некоторой степени сила упругости рессор *2*). Равновесие наступит, когда силы упругости станут равными центробежной силе. Центробежная сила пропорциональна скорости вращения, а степень де-



Фиг. 305. Схема устройства тахометра ТЦ-45.

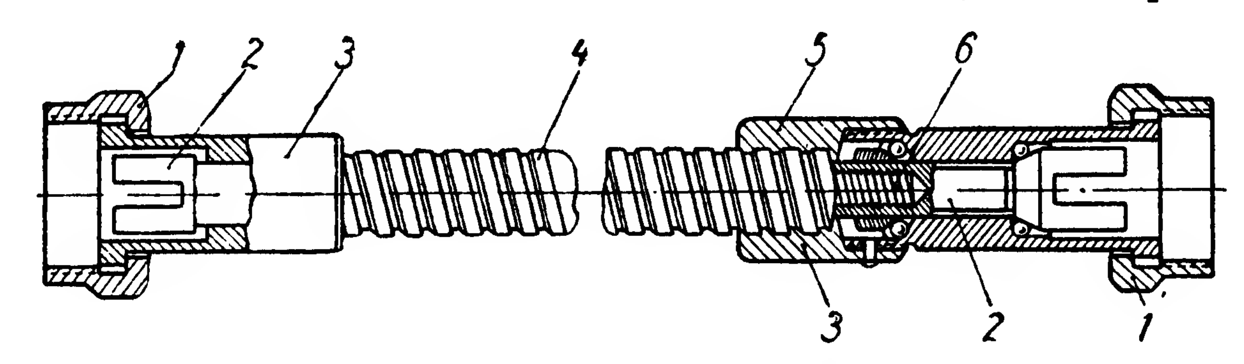
1—груз; *2*—рессора; *3*—неподвижная муфта; *4*—подвижная муфта; *5*—валик; *6*—пружина; *7*—зубчатый сектор; *8*—трибка; *9*—волосок; *10*—указательная стрелка; *11*—ведущий валик.

формации пружины пропорциональна действующей силе. Следовательно, каждому числу оборотов валика *5* соответствует одно вполне определенное положение подвижной муфты *4*, а значит, и однозначное отклонение указательной стрелки прибора.

Шкала прибора градуирована не от нуля, а от 400 до 3000 об/мин (см. фиг. 304), так как при числе оборотов менее 400 об/мин показания прибора весьма неточны вследствие недостаточной величины центробежной силы. При числе оборотов 400 об/мин эластичные рессоры *2*, на которых подвешены грузы, вытягиваются в прямую линию и в дальнейшем практически уже не оказывают влияния на показания прибора. Большая неточность показаний при малых числах оборотов является существенным недостатком центробежного тахометра.

Центробежный тахометр имеет только инструментальные погрешности; в среднем они составляют около 2% максимального значения шкалы. Вариация показаний не превышает 1%.

Центробежный тахометр не является дистанционным прибором. Вращающий момент от авиадвигателя передается ему при помощи гибкого валика (фиг. 306). Но это возможно, если расстояние от



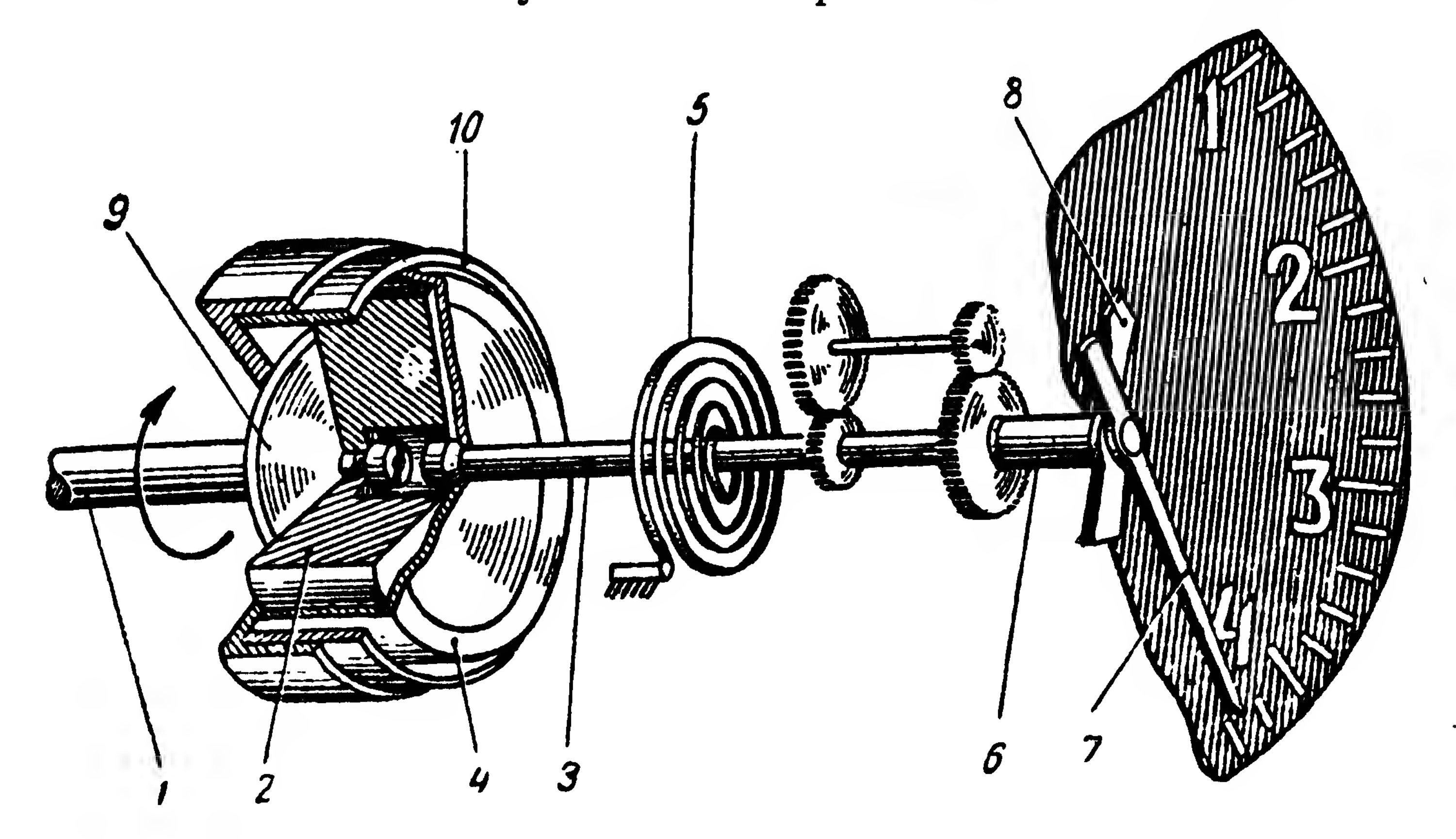
Фиг. 306. Гибкий валик.

1—накидная гайка; *2*—наконечник гибкого валика; *3*—втулка; *4*—оболочка (кожух) гибкого валика; *5*—наконечник оболочки гибкого валика; *6*—собственно гибкий валик.

двигателя до прибора не превышает 2,5 *м*. При бо́льших расстояниях показания прибора неустойчивы, так как гибкий валик вследствие значительного трения о кожух начинает вращаться неравномерно. Кроме того, длинный гибкий валик в эксплуатации ненадежен. Малая дистанционность является вторым существенным недостатком метода замера скорости вращения с помощью центробежного тахометра.

Магнитные тахометры

Магнитным называется такой тахометр, принцип действия которого основан на явлении увлечения вращающимся постоянным маг-



Фиг. 307. Схема устройства магнитного тахометра.

1—выходной вал приемника ЭДП; *2*—постоянный магнит; *3*—вал тахометра; *4*—колпачок; *5*—пружина; *6*—втулка; *7*—большая стрелка; *8*—малая стрелка; *9*—термомагнитный шунт; *10*—магнитный экран.

нитом охватывающего его колпачка или диска из диамагнитного материала, находящегося в непосредственной близкости к магниту. Сущность этого явления рассмотрена в § 15. На фиг. 307 показана

одна из схем действия современного авиационного магнитного тахометра с чувствительным элементом в виде колпачка. На валу *1* жестко закреплен цилиндрический постоянный магнит *2* с двумя парами полюсов. На валу *3* жестко закреплен колпачок *4*, охватывающий магнит *2* с небольшим зазором. Ось вала *3* является продолжением оси вала *1*, но эти валы между собой не связаны: вал *1* имеет возможность свободно вращаться, а угол поворота вала *3* ограничивается плоской спиральной пружиной *5*.

При вращении магнита *2* в колпачке *4* будут наводиться вихревые токи. Взаимодействие этих токов с магнитным полем вращающегося магнита порождает усилие, увлекающее колпачок за магнитом. Увлекающее усилие будет тем больше, чем больше скорость вращения магнита. Вращению колпачка *4* препятствует спиральная пружина *5*. Противодействующий момент, создаваемый ею, прямо пропорционален углу закручивания пружины. Равновесие системы наступает при равенстве вращающего и противодействующего моментов. Таким образом, каждому числу оборотов магнита соответствует один определенный угол поворота вала *3*. Так как между углом поворота вала *3* и скоростью вращения магнита *2* существует прямая пропорциональность, то шкала прибора получается равномерной.

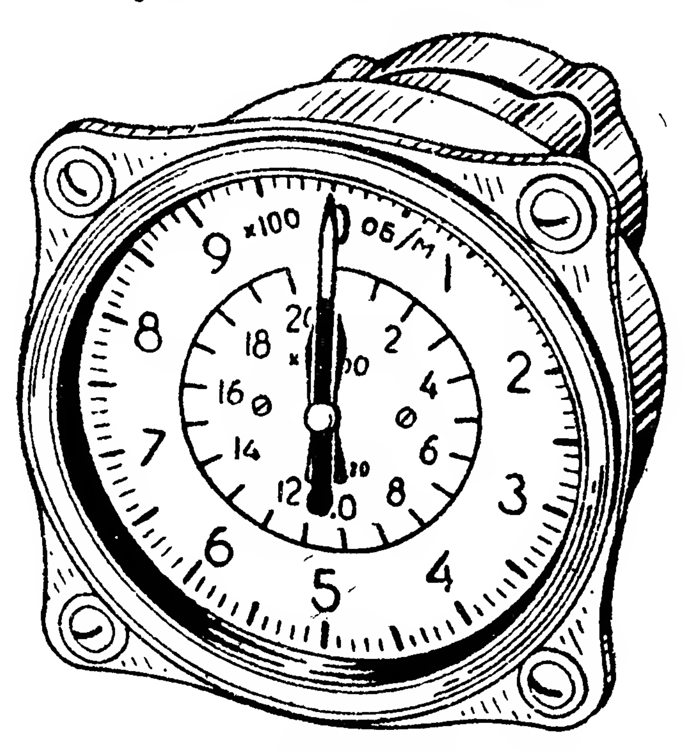
При прочих равных условиях размах шкалы магнитного тахометра определяется характеристикой спиральной пружины *5*, ее упругими свойствами и допустимым углом закручивания. В приборах ТЭ-45 применяется пружина, допускающая закручивание на 3,5 оборота, а в приборах ТЭ-20 на три оборота. Благодаря этому размах шкалы в этих приборах соответственно равен 1260° и 1080°.

Для удобства отсчета такой прибор обычно выполняется двухстрелочным, а иногда и с двойной шкалой. В приборе ТЭ-45, у которого верхний предел измерения равен 3500 об/мин, одна стрелка (большая) насаживается непосредственно на вал *3*, а вторая (малая) на соосную втулку *6*. При повороте большой стрелки на 360° малая поворачивается лишь на 36°, т. е. на угол, в 10 раз меньший. Шкала прибора градуирована непосредственно в числах оборотов коленчатого вала авиационного двигателя, так что 360° поворота большой стрелки соответствует 1000 об/мин двигателя. Цена деления шкалы 20°. Оцифровка шкалы сделана через каждые 100 об/мин. Таким образом, большая стрелка показывает десятки и сотни оборотов в минуту, а малая — тысячи. Если, например, малая стрелка стоит между цифрами 2—3, а большая на цифре 5, то, значит, прибор показывает 2500 об/мин (фиг. 308). Прибор ТЭ-20 с пределом измерения 20 000 об/мин имеет две шкалы (фиг. 309). Наружная шкала служит для отсчета десятков и сотен оборотов, указываемых большой стрелкой, а внутренняя — для отсчета тысяч оборотов по показаниям малой стрелки. В связи с большим диапазоном измерения в этом приборе передача к обеим стрелкам осуществлена через систему зубчатых колес. Большая стрелка имеет угол поворота в 7 раз больший, чем вал колпачка тахометра, и в 21 раз больший, чем малая стрелка.

При данном числе оборотов магнита показания тахометра зависят от величины индукции в воздушном зазоре между колпачком и магнитом, величины вихревых токов в колпачке и величины противодействующего момента, создаваемого спиральной пружиной. Прибор градуируется при температурах $+20 \pm 5°$ С. Если температура, окружающая прибор, будет выше, то это вызовет увеличение электрического сопротивления колпачка, некоторое уменьшение магнитной индукции и одновременно уменьшение упругости пружины. Однако прямой пропорциональности между этими изменениями нет. Вращающий момент уменьшается из-за уменьшения силы вихревых



Фиг. 308. Шкала тахометра ТЭ-45.



Фиг. 309. Внешний вид указателя ТЭ-20.

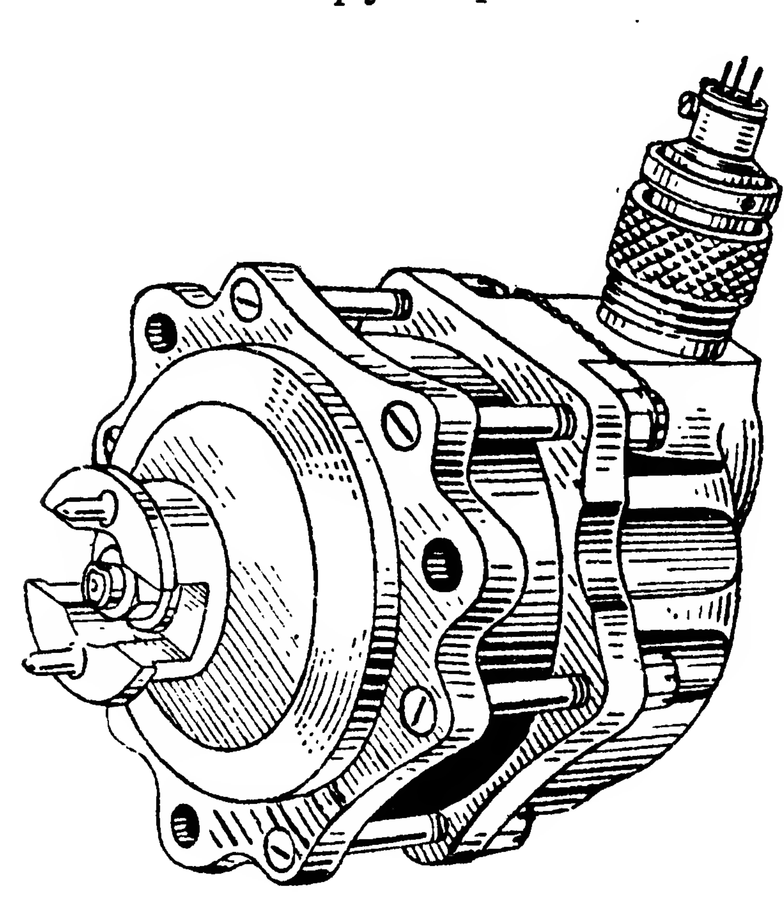
токов и уменьшения магнитной индукции больше, чем противодействующий момент из-за уменьшения упругости пружины. Изготовить колпачок из материала с малым температурным коэффициентом сопротивления, например, из манганина, нельзя, так как эти сплавы обычно обладают высоким электрическим сопротивлением. Для колпачка нужен материал с малым удельным сопротивлением, чтобы обеспечить возможно бо́льшую силу вихревых токов. Обычно колпачок изготовляется из легированной меди.

Чтобы избежать температурной погрешности, в магнитных тахометрах применяют термомагнитную температурную компенсацию. Параллельно постоянному магниту *2* (см. фиг. 307), непосредственно соприкасаясь с ним, устанавливается термомагнитный шунт *9* из материала с отрицательным температурным коэффициентом магнитной проницаемости. При нормальной температуре через шунт замыкается и не участвует в создании вращающего момента некоторая часть магнитного потока постоянного магнита. При увеличении температуры магнитное сопротивление шунта резко возрастает, и основной магнитный поток постоянного магнита увеличивается за счет уменьшения части потока, замыкающегося через термомагнитный шунт; этим компенсируется возможное уменьшение вращающего момента из-за увеличения электрического сопротивления материала колпачка. В результате показания прибора остаются почти неизменными.

Для предотвращения влияния постоянного магнита на показания других приборов его закрывают цилиндрическим магнитным экраном *10* из мягкого железа или пермаллоя. Этот экран выполняет также роль магнитопровода и обеспечивает создание сильного магнитного поля в воздушном зазоре, способствуя увеличению вращающего момента.

Магнитный тахометр имеет два существенных преимущества перед тахометрами всех других систем: исключительно большой размах шкалы и простую конструкцию. Первое качество позволяет производить замеры этим прибором с точностью гораздо большей, чем с помощью приборов других систем. Второе качество позволяет выполнять прибор с весьма малыми габаритами.

Эти достоинства магнитных тахометров давно привлекали внимание конструкторов авиационного приборостроения. Однако возможность применения магнитных тахометров на самолете ограничивалась недистанционностью этого прибора. Пока не были созданы другие типы малогабаритных синхронных передач, дистанционную передачу вращающего момента осуществляли при помощи гибкого вала.



Фиг. 310. Внешний вид датчика тахометра ТЭ-20.

В настоящее время магнитные тахометры весьма широко применяются на самолетах всех типов.

В качестве дистанционной передачи для современных магнитных тахометров применяется система электрического синхронного вала на переменном токе.

Датчик дистанционной передачи магнитного тахометра представляет собой трехфазный синхронный генератор переменного тока (фиг. 310 и 311). Ротором датчика служит постоянный магнит. Статор генератора имеет трехфазную обмотку, соединяемую обычно в звезду.

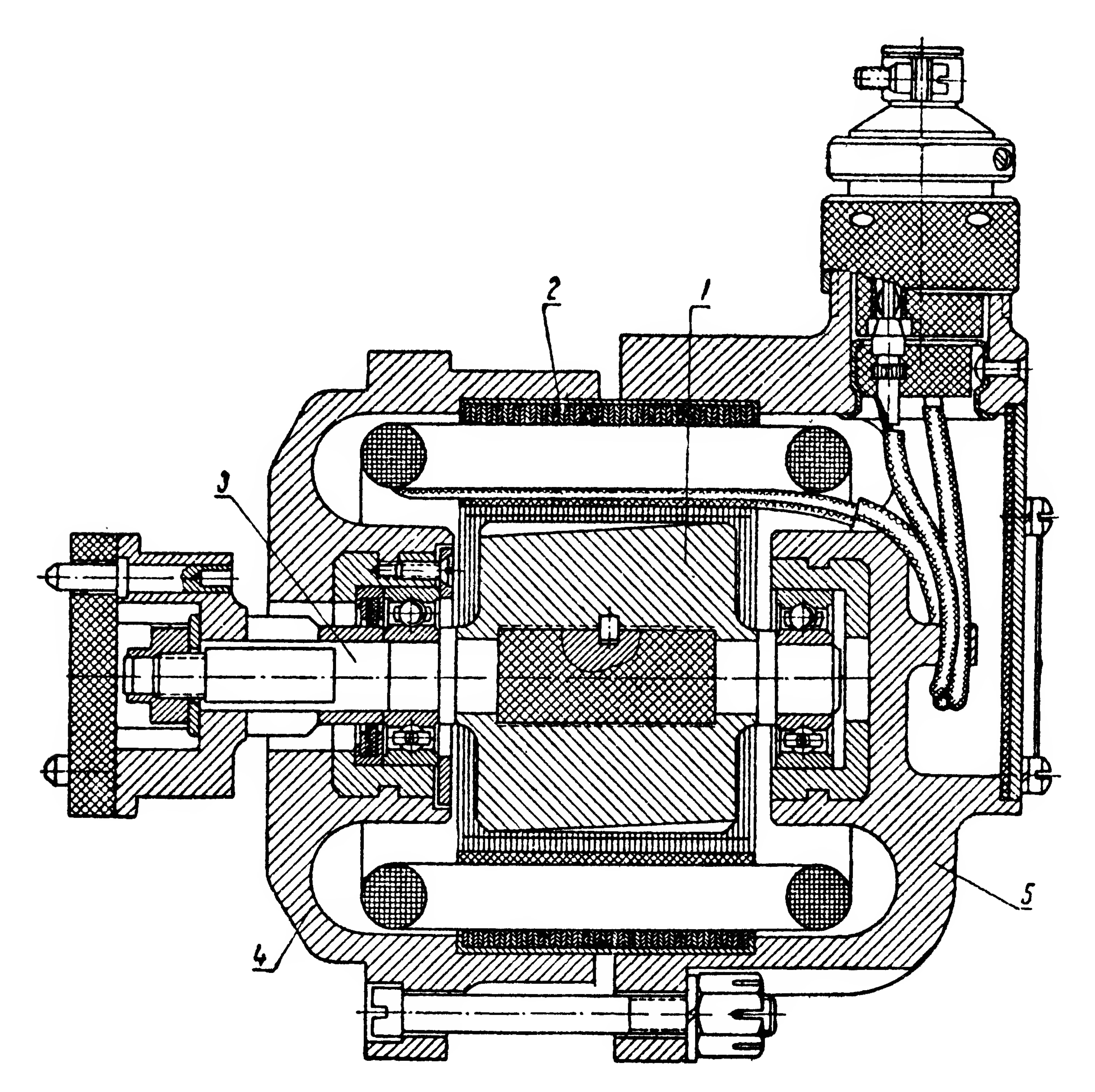
На фиг. 312 показан указатель современного тахометра ТЭ-20, представляющий собой соединение в одно целое приемника дистанционной передачи и магнитного тахометра.

Приемник дистанционной передачи представляет собой трехфазный синхронный двигатель с двойным ротором, состоящим из короткозамкнутой обмотки *2* (помещенной в железо) и синхронизирующего цилиндрического постоянного магнита *3*. Коротко замкнутая обмотка ротора выполнена в виде так называемой «беличьей клетки». Статорная обмотка *1* приемника выполнена трехфазной.

Так как электрическая связь между датчиком и приемником осуществлена через статорные, т. е. неподвижные обмотки, в системе дистанционной передачи отсутствуют скользящие электрические кон-

такты. Это составляет значительное достоинство передачи, повышающее ее надежность.

Принцип действия дистанционной передачи заключается в следующем. Ротор датчика получает вращение от коленчатого вала авиационного двигателя через систему механической передачи с постоянным передаточным отношением. При вращении ротора в статорной обмотке генератора будет наводиться переменная ЭДС, ча-

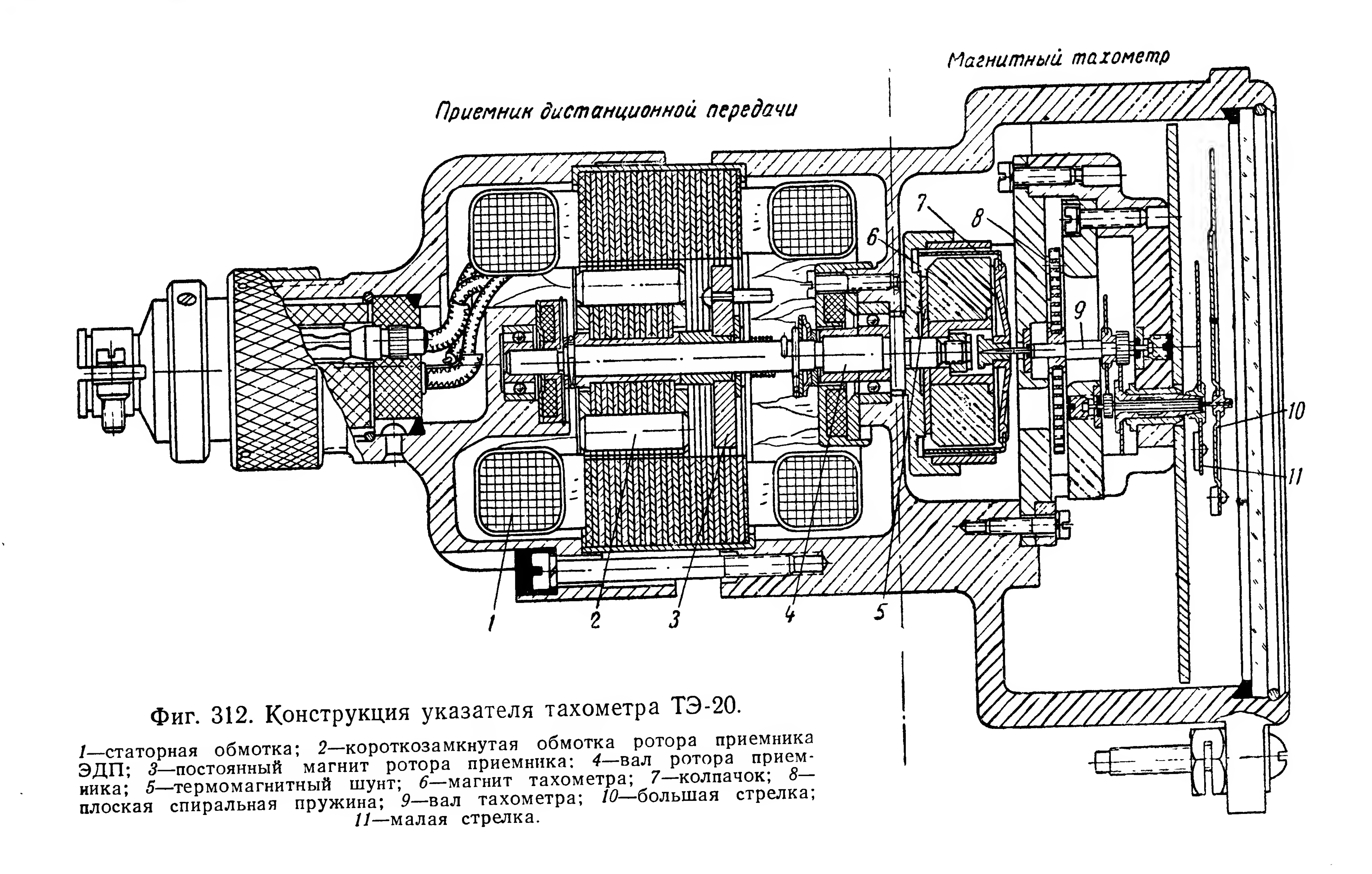


Фиг. 311. Конструкция датчика магнитного тахометра ТЭ-20.

1—ротор; *2*—статор; *3*—вал якоря; *4*—передняя крышка корпуса; *5*—задняя крышка корпуса.

стота которой прямо пропорциональна скорости вращения ротора. Эта ЭДС по трехпроводной линии связи подводится к статорной обмотке приемника, возбуждая в ней вращающееся магнитное поле, скорость вращения которого прямо пропорциональна частоте ЭДС и в точности равна скорости вращения ротора датчика.

Чтобы уяснить назначение постоянного магнита, являющегося составной частью приемника, допустим сначала, что его нет и ротор состоит лишь из одной короткозамкнутой обмотки, как у обычного асинхронного двигателя.



Фиг. 312. Конструкция указателя тахометра ТЭ-20.

1—статорная обмотка; *2*—короткозамкнутая обмотка ротора приемника ЭДП; *3*—постоянный магнит ротора приемника; *4*—вал ротора приемника; *5*—термомагнитный шунт; *6*—магнит тахометра; *7*—колпачок; *8*—плоская спиральная пружина; *9*—вал тахометра; *10*—большая стрелка; *11*—малая стрелка.

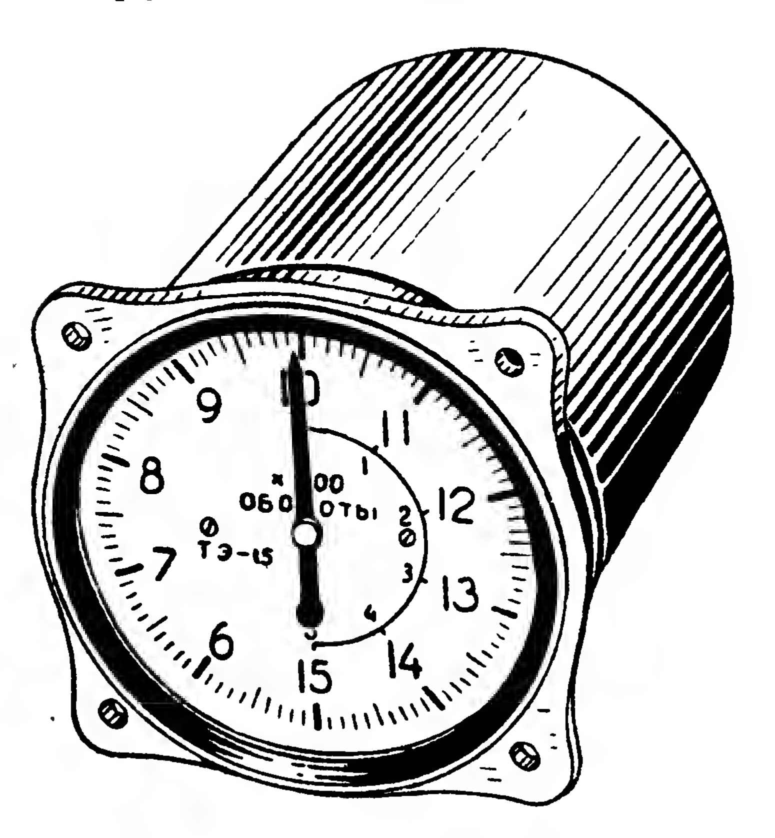
Под влиянием переменного электромагнитного поля статора в обмотке ротора приемника будут наводиться токи. В результате взаимодействия этих токов с полем статора ротор придет в движение и согласно правилу Ленца будет стремиться вращаться с угловой скоростью, равной скорости вращающегося поля, так как только в этом случае магнитные силовые линии не будут пересекать обмотку ротора и не будут наводить в ней токов. Однако ротору не удается вращаться со скоростью поля, потому что на него действуют силы трения и тормозящий момент, вызываемый силами взаимодействия постоянного магнита тахометра с чувствительным элементом. Допустим, что в первый момент ротор приемника получил скорость вращения, равную скорости вращения ротора датчика (генератора). Значит, токи в обмотке ротора исчезнут, так как исчезнет причина, их порождающая. Но вместе с токами исчезнет и вращающий момент. Если бы на ротор не действовало никаких сил, то под влиянием первого толчка он продолжал бы вращаться синхронно (с одинаковой скоростью) с полем. Поскольку же на ротор действуют тормозящие моменты, скорость вращения его начнет уменьшаться, и он начнет отставать от поля. Как только ротор несколько отстанет, его обмотки снова будут пересекаться полем, снова в них возникнут токи и появится вращающий момент. Не следует думать, что процесс вращения ротора происходит толчками. В действительности отставание ротора наблюдается непрерывно или, как говорят, непрерывно происходит скольжение ротора; поэтому такой двигатель и носит название асинхронного. Величина скольжения есть величина непостоянная, она зависит от нагрузки двигателя; в среднем она составляет 3—4%, если скорость вращения ротора датчика принять за 100%.

На выступающем конце вала ротора приемника жестко закрепляется постоянный магнит *6* (см. фиг. 312) магнитного тахометра. Если ротор приемника вращается со скольжением, то в замерах появится методическая погрешность дистанционной передачи.

В первых типах отечественных магнитных тахометров с дистанционной передачей на переменном токе, в которой приемник представлял собой асинхронный двигатель только с одной короткозамкнутой обмоткой, так и было. Например, в тахометрах ТЭ-21 и ТЭ-22 скольжение появлялось при малых числах оборотов, когда действующие значения ЭДС в обмотках статора приемника и наводимые в обмотке ротора токи невелики. Этот же дефект проявлялся при низких температурах, когда из-за недостаточной величины синхронизирующего (вращающего) момента ротор приемника выпадал из синхронизма и резко увеличивалось скольжение.

Этот недостаток устранен в системе дистанционной передачи, применяемой в тахометрах ТЭ-45, ТЭ-20, в которых, кроме короткозамкнутой обмотки, в ротор приемника составной частью входит постоянный магнит. Взаимодействие магнитного поля постоянного магнита с переменным током в обмотках статора приемника обеспечивает точное соответствие между угловой скоростью вращения ротора и угловой скоростью вращающегося поля статора приемника

или, как принято говорить, обеспечивает синхронность вращения ротора. Поэтому такой двигатель называется синхронным. Ограничиться применением в качестве ротора приемника только постоянного магнита тоже нельзя, так как двухполюсный ротор (и четырехполюсный также) очень трудно входит в синхронизм. Сочетание короткозамкнутой обмотки и постоянного магнита дает наиболее благоприятные результаты. Асинхронная часть двигателя обеспечивает достаточно большой пусковой момент и приводит ротор во вращение, близкое к синхронизму, постоянный же магнит вводит ротор в полный синхронизм. Кроме того, и при малой скорости вращения постоянный магнит создает достаточно большой синхронизирующий момент, предотвращающий выпадание ротора из синхронизма.



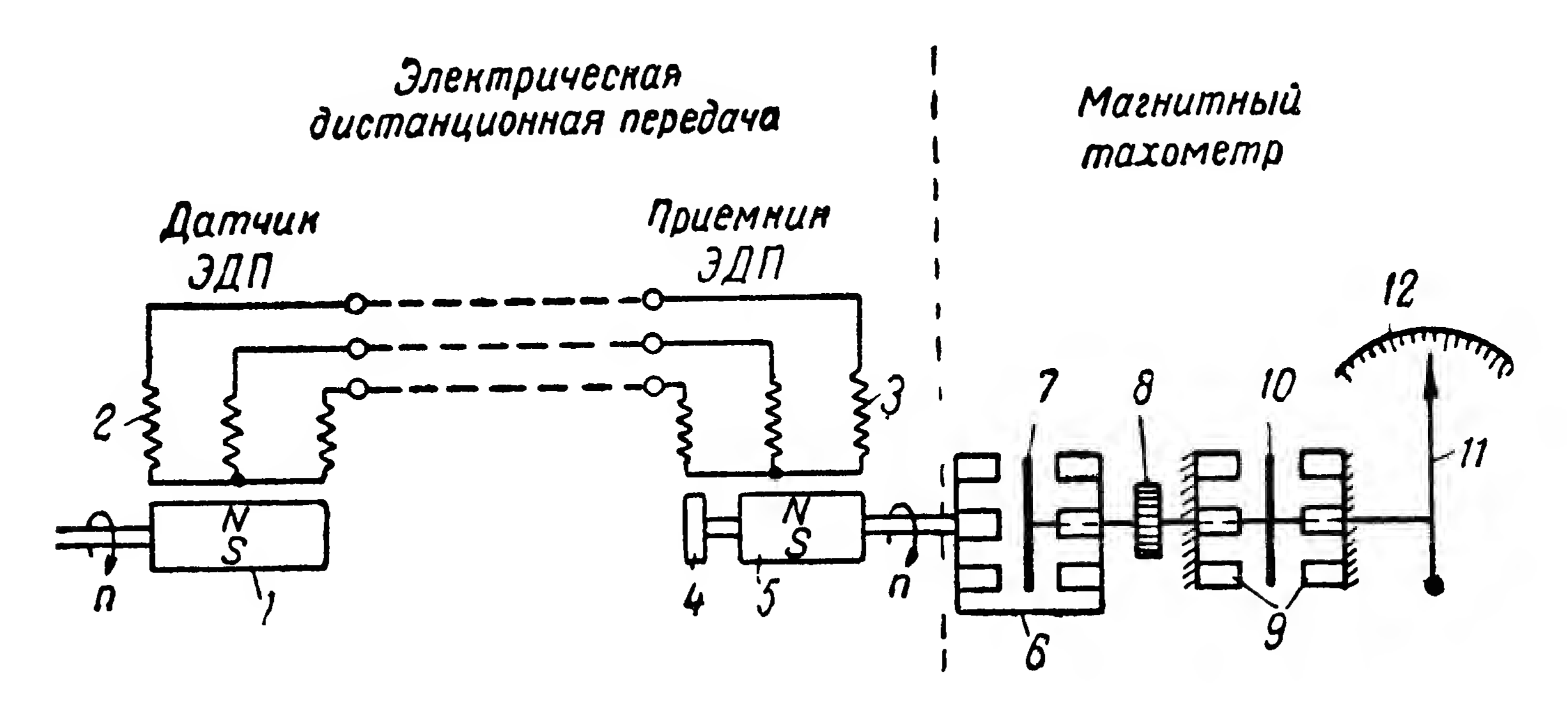
Фиг. 313. Внешний вид указателя тахометра ТЭ-15.

Скорость вращения ротора приемника определяется только частотой ЭДС в обмотках статора и не зависит от величины этой ЭДС. Это положение справедливо до тех пор, пока обеспечивается минимально необходимый вращающий (синхронизирующий) момент. Вследствие применения высококоэрцитивных магнитных материалов датчик и приемник тахометров ТЭ-45 и ТЭ-20 несмотря на малые размеры обладают сравнительно большой мощностью. Поэтому система синхронного вала, применяемая как ЭДП в современных магнитных тахометрах, обладает на самолете неограниченной дистанционностью. В этом заключается ее второе крупное достоинство. Благодаря применению усовершенствованной дистанционной передачи инструментальные погрешности тахометров ТЭ-20 и ТЭ-45 не превышают 1—1,5% максимального значения шкалы.

Приемник дистанционной передачи и магнитный тахометр помещаются в одном корпусе (фиг. 312). Этот агрегат кратко принято называть указателем магнитного тахометра или просто указателем тахометра, например, «указатель ТЭ-45». Датчик дистанционной передачи магнитного тахометра сокращенно принято называть датчиком магнитного тахометра или просто датчиком тахометра такого то типа. Его же иногда называют генератором тахометра.

В заключение опишем вкратце тахометр ТЭ-15 (фиг. 313). Принципиальная схема тахометра ТЭ-15 изображена на фиг. 314. Как и рассмотренные выше, прибор ТЭ-15 представляет собой магнитный тахометр, дистанционность которого достигается применением электрической дистанционной передачи на переменном токе. Датчик ТЭ-15 по принципу действия и по конструкции такой же, как у тахометра ТЭ-20 (см. фиг. 311). Указатель тахометра ТЭ-15 по принципу действия аналогичен указателю ТЭ-20, конструктивно же

выполнен совершенно иначе (фиг. 315). Прежде всего это относится к приемнику, который представляет собой синхронный двигатель с трехфазным статором и комбинированным ротором, состоящим из двух крестовидных постоянных магнитов *3* из медно-кобальтового сплава и металлического диска *4*. Постоянные магниты смонтированы на втулке *2*, имеющей возможность свободно вращаться на валу ротора. Механическая связь между постоянными магнитами и валом ротора *5* осуществляется не жестко, а так же, как у тахометров ТЭ-45 и ТЭ-20, при помощи спиральной пружины *6*, допускающей поворот постоянного магнита относительно вала на 360°. Такое соединение облегчает вхождение двигателя в синхронизм. Металлический диск *4*, жестко соединенный с валом ротора, до некоторой

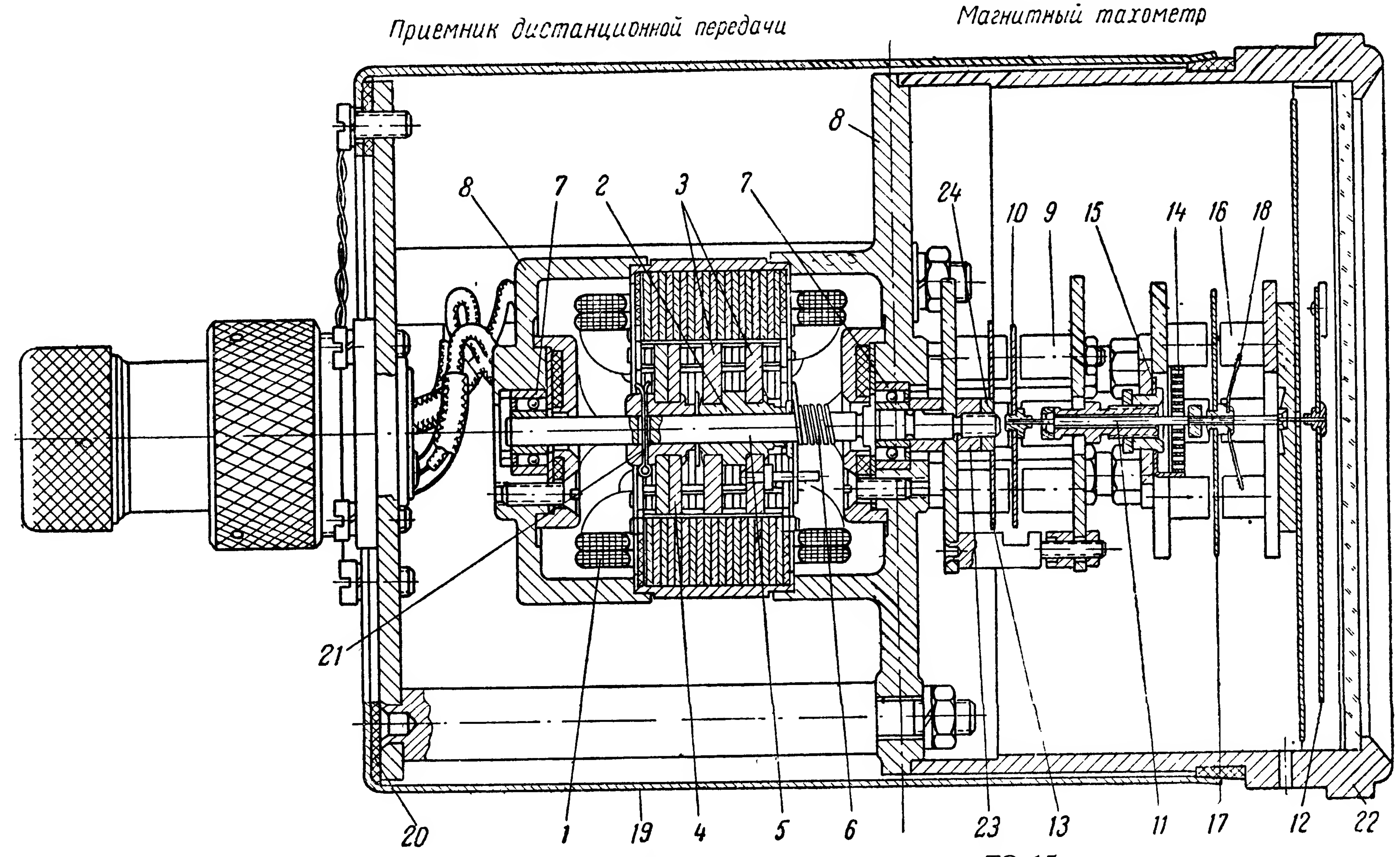


Фиг. 314. Принципиальная схема тахометра ТЭ-15.

1—ротор генератора-датчика ЭДП; *2*—статорная обмотка генератора; *3*—статорная обмотка электродвигателя приемника ЭДП; *4*—металлический диск; *5*—постоянный магнит ротора; *6*—магнитный узел тахометра; *7*—чувствительный элемент тахометра; *8*—противодействующая пружина; *9*—магнитный узел успокоителя; *10*—диск магнитного успокоителя; *11*—указательная стрелка; *12*—шкала.

степени выполняет роль, аналогичную «беличьей клетке» в приемниках тахометров ТЭ-45 и ТЭ-20, и является вспомогательной частью ротора. Основной вращающий момент, особенно при малых числах оборотов, обеспечивается взаимодействием вращающегося поля статора с постоянными магнитами. Диск же предназначен для облегчения вхождения двигателя в синхронизм при больших числах оборотов и для предотвращения выпадания двигателя из синхронизма (точнее, проскальзывания ротора) при резком изменении числа оборотов датчика тахометра. Следует иметь в виду, что ротор из постоянных магнитов представляет собой ротор с явно выраженными полюсами (что и обеспечивает синхронность вращения его с полем статора); поэтому при резком изменении числа оборотов может наблюдаться явление проскальзывания ротора. Это явление, присущее синхронным двигателям, не следует смешивать с явлением скольжения (отставания) ротора в асинхронных двигателях, которое обусловлено принципом действия этих двигателей.

Указатель магнитного тахометра ТЭ-15, будучи по принципу действия аналогичным примененным в тахометрах ТЭ-45 и ТЭ-20,



Фиг. 315. Конструкция указателя тахометра ТЭ-15.

1—обмотка статора электродвигателя приемника ЭДП; *2*—втулка; *3*—постоянные магниты: *4*—металлический диск; *5*—вал ротора приемника; *6*—пружина; *7*—шарикоподшипники; *8*—основание корпуса приемника; *9*—магнитный узел тахометра; *10*—чувствительный элемент тахометра; *11*—ось подвижной системы тахометра; *12*—указательная стрелка; *13*—термомагнитный шунт; *14*—пружина, создающая противодействующий момент; *15*—шайба; *16*—неподвижный магнитный узел успокоителя; *17*—диск магнитного успокоителя; *18*—грузики балансировки подвижной системы тахометра; *19*—кожух указателя; *20*—уплотнительная прокладка; *21*—шплинт контровки втулки диска *4* на валу ротора; *22*—корпус тахометра; *23*—гайка крепления магнитного узла тахометра на выходном валу ротора электродвигателя приемника ЭДП; *24*—контргайка.

по конструктивному выполнению не имеет с ними ничего общего (фиг. 315). Во-первых, вместо цилиндрического постоянного магнита, жестко укрепленного на выходном конце вала приемника, имеется магнитный узел *9*, состоящий из двух плат с запрессованными в них шестью парами цилиндрических постоянных магнитов. Платы установлены так, что противоположные полюса магнитов располагаются друг против друга. Во-вторых, чувствительным элементом *10* магнитного тахометра является не колпачок, а диск, расположенный в воздушном зазоре магнитного узла между торцами цилиндрических магнитов. Для чувствительного элемента применен алюминиевый сплав с малым температурным коэффициентом. Чувствительный элемент непосредственно связан с указательной стрелкой *12*, жестко закрепленной на другом конце оси *11*.

Наконец, существенным отличием и преимуществом магнитного тахометра прибора ТЭ-15 является наличие в нем специального магнитного успокоителя подвижной системы. Магнитный успокоитель состоит из неподвижного магнитного узла *16*, аналогичного магнитному узлу *9*, и из алюминиевого диска *17*, жестко укрепленного на оси подвижной системы. Применение успокоителя значительно облегчает отсчет показаний прибора. Температурная компенсация в указателе ТЭ-15 осуществляется при помощи термомагнитного шунта *13*.

Указатель тахометра ТЭ-15 имеет равномерную шкалу с размахом 540° и одну указательную стрелку (см. фиг. 313). Начальная (вспомогательная) часть шкалы (от 0 до 5000 об/мин), по которой контролируются числа оборотов двигателя при запуске, нанесена на внутренней полуокружности и имеет цену деления 1000 об/мин. Основная часть шкалы (от 5000 до 15 000 об/мин), по которой контролируются числа оборотов двигателя при взлетном, номинальном и крейсерском режимах полета, нанесена на внешней окружности, имеет цену деления 100 об/мин и оцифрована через 1000 об/мин.

Число оборотов двигателя при запуске в пределах от 1000 до 5000 об/мин можно контролировать и по внешней части шкалы, так как оцифрованные отметки (11, 12, 13, 14, 15) нанесены на продолжении радиусов, проходящих через отметки внутренней части шкалы.

Другие конструктивные отличия указателя ТЭ-15 от указателя ТЭ-20 ясны из сравнения фиг. 312 и 315.

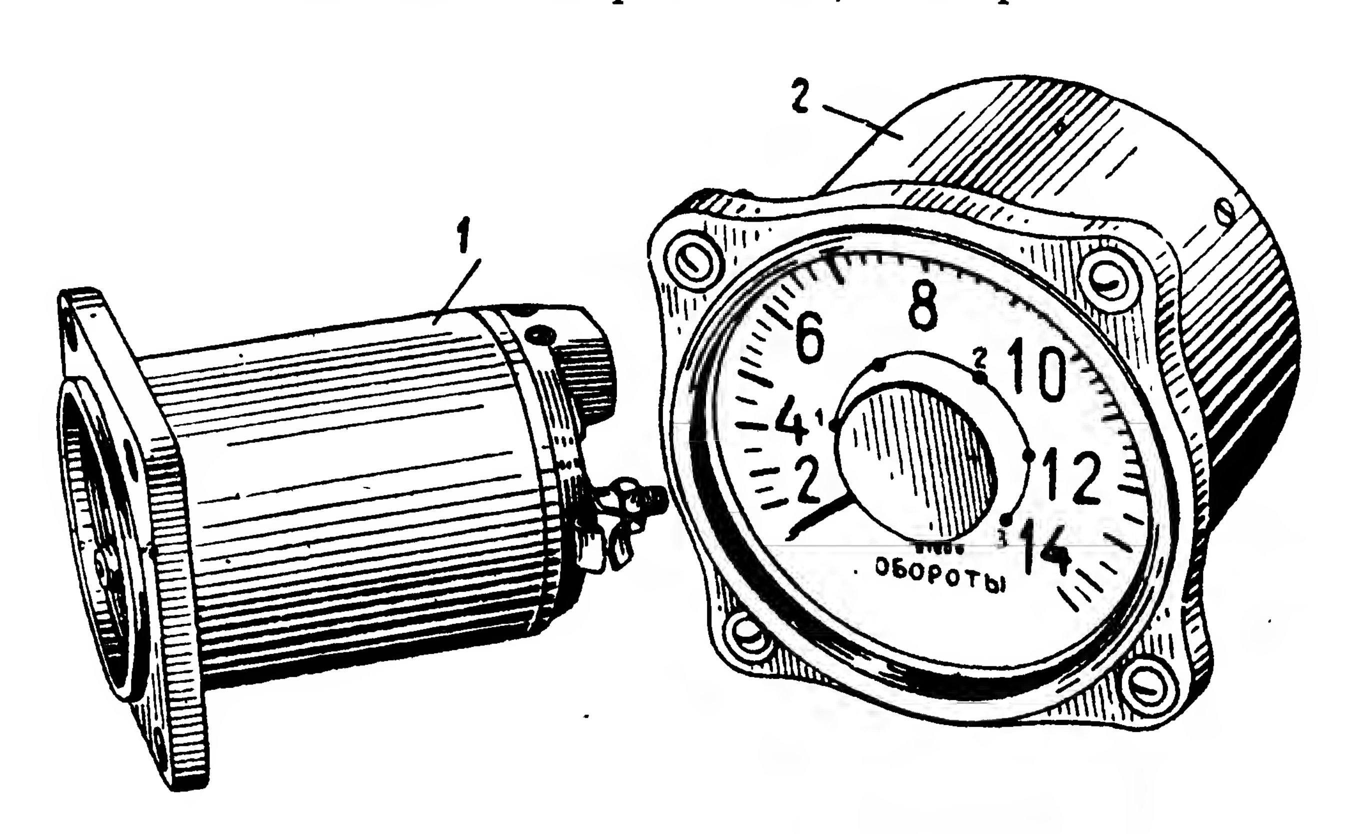
Точность тахометра ТЭ-15 выше, чем ТЭ-20. Основная приведенная погрешность прибора при нормальной температуре (+20 ±5° С) в диапазоне от 1000 до 11 000 об/мин не превышает ±1%, а в диапазоне от 11 000 до 15 000 об/мин ±0,5% (75 об/мин).

Электрические тахометры [1]

Первыми из электрических тахометров, получивших применение на самолете, были электрические тахометры постоянного тока. Идея такого тахометра довольно проста. Генератор постоянного тока не-

[1] По существу рассмотренные выше магнитные тахометры также являются электрическими приборами, так что принятое разделение на две группы условно.

большой мощности устанавливается на авиационном двигателе (или в непосредственной близости к нему) и приводится во вращение от коленчатого вала двигателя через систему передачи с постоянным передаточным отношением. Электродвижущая сила, вырабатываемая генератором, прямо пропорциональна скорости его вращения, а следовательно, и скорости вращения коленчатого вала двигателя. Если на приборной доске установить вольтметр и соединить его с генератором, то показания вольтметра будут соответствовать числам оборотов генератора. Следовательно, шкала вольтметра может быть градуирована непосредственно в числах оборотов коленчатого вала двигателя. Но этот метод замера числа оборотов имеет существенный недостаток. Величина напряжения, измеряемая вольтметром,



Фиг. 316. Внешний вид тахометра ТФ-15М.

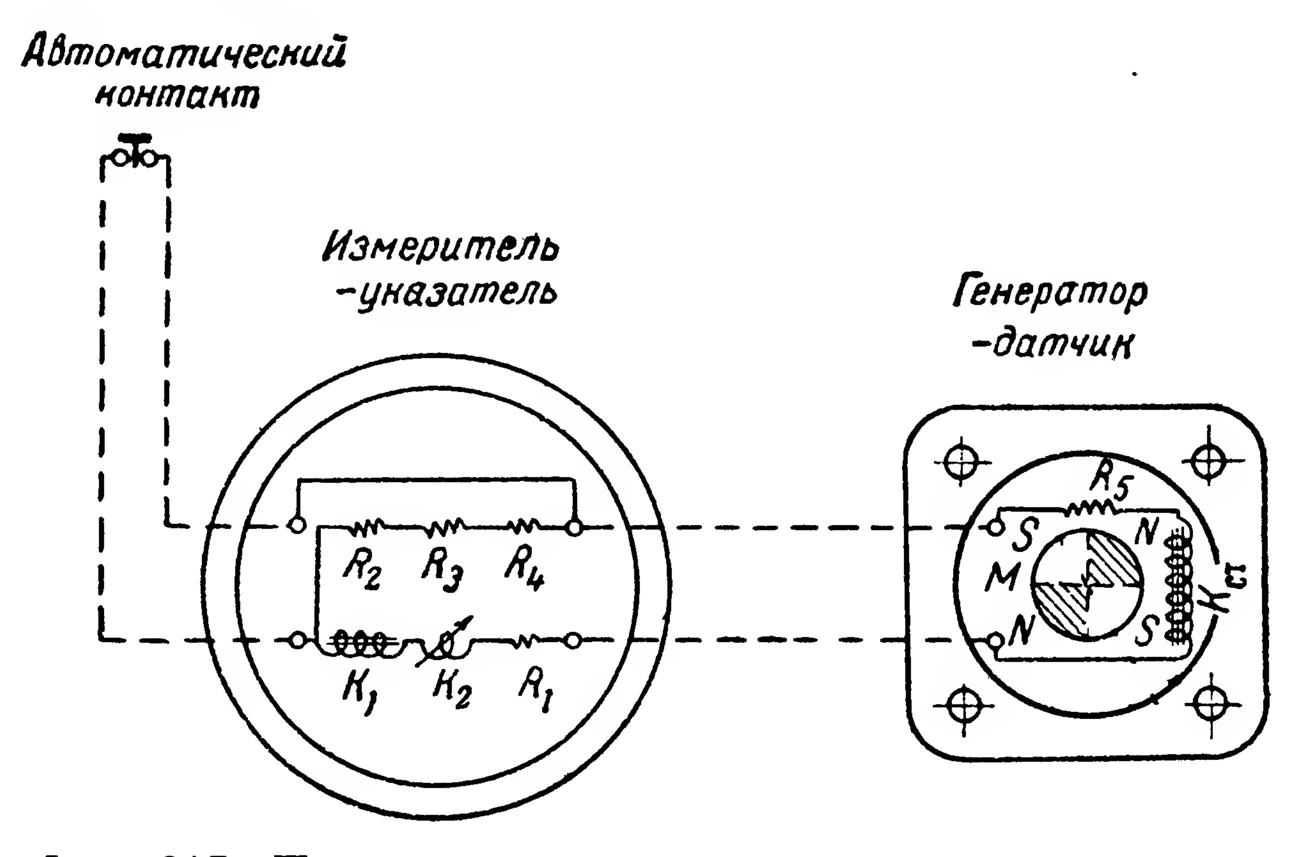
1—генератор-датчик; *2*—вольтметр-указатель.

зависит не только от скорости вращения якоря генератора, но и от сопротивления участка электрической цепи между коллектором генератора и вольтметром. Это сопротивление складывается из сопротивления переходного контакта между коллектором и щетками, из сопротивлений контактов в соединениях и из сопротивления проводов линии связи. Если последние две части общего сопротивления можно учесть при градуировке и обеспечить их постоянство при монтаже и эксплуатации, то первая часть сопротивления, именно сопротивление переходного контакта между коллектором и щетками, не является величиной постоянной и может резко изменяться за короткий промежуток времени, внося значительные погрешности в результаты измерений. Из-за этого неустранимого недостатка, а также из-за ряда других (невзаимозаменяемость и др.) тахометры постоянного тока не получили широкого распространения и в настоящее время не применяются.

Принцип действия электрического тахометра на переменном токе в сущности тот же, что и тахометра на постоянном токе. Он заключается в замере напряжения, вырабатываемого генератором переменного тока и пропорционального скорости вращения ротора

генератора, приводимого в движение авиационным двигателем. Достоинством тахометров на переменном токе является отсутствие скользящих контактов в системе передачи электрической энергии, простота конструктивной схемы генератора и возможность выполнения его с малыми габаритами. Недостатками являются неравномерность и относительно небольшой размах шкалы, свойственные вольтметрам переменного тока.

Типичным современным тахометром на переменном токе является тахометр ТФ-15М (фиг. 316), электрическая схема которого изображена на фиг. 317. Прибор предназначен для замера скорости вращения вала турбины реактивного двигателя.

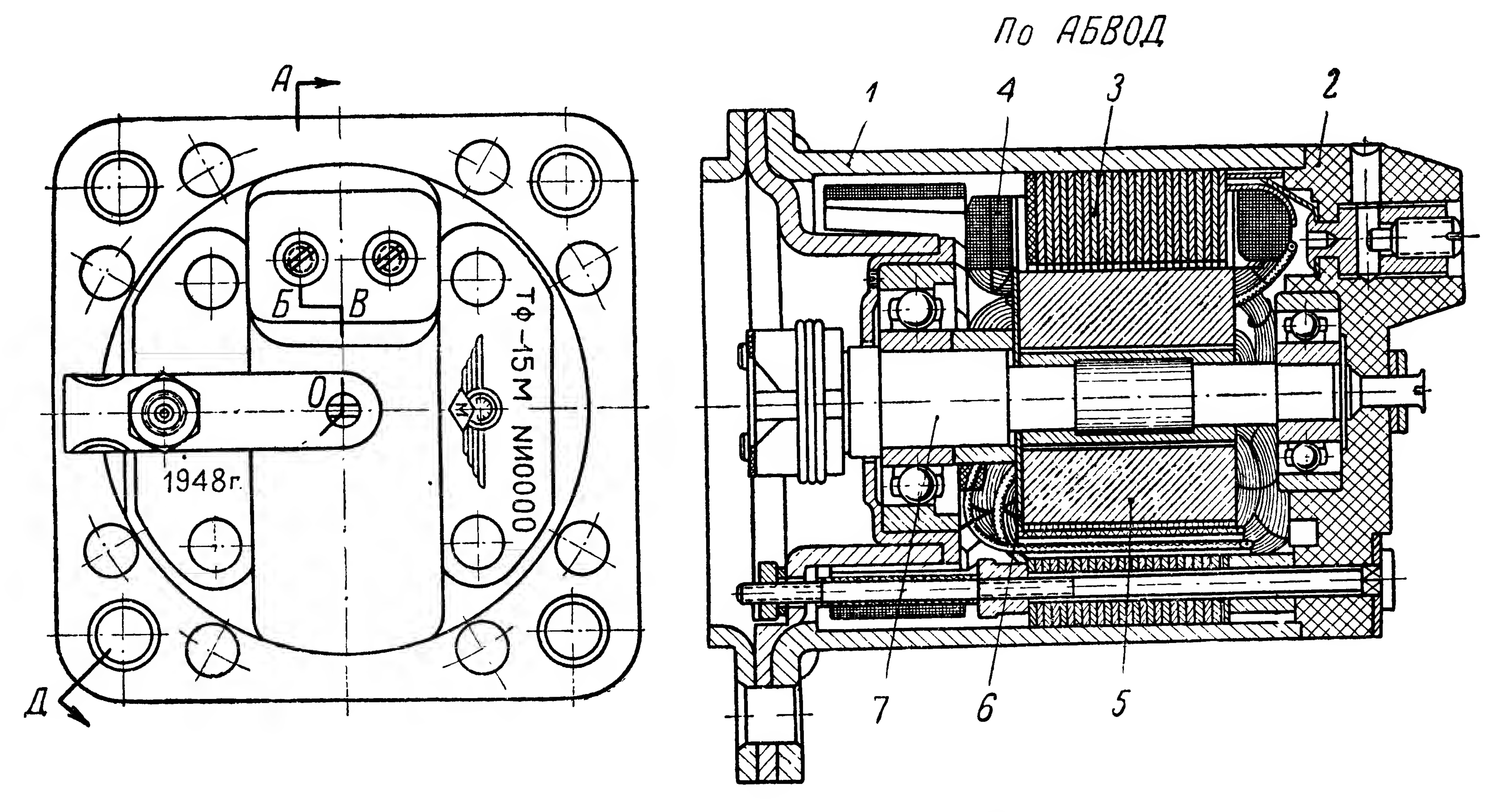


Фиг. 317. Принципиальная электрическая схема тахометра ТФ-15М.

$K_{ст}$ — обмотка статора датчика; R_5 — добавочное сопротивление, ограничивающее ток короткого замыкания датчика; M—ротор датчика; K_1 — неподвижная катушка указателя; K_2— подвижная катушка указателя; R_1 — подгоночное сопротивление вспомогательного диапазона измерения; R_2, R_3, R_4 — сопротивления расширения предела измерения.

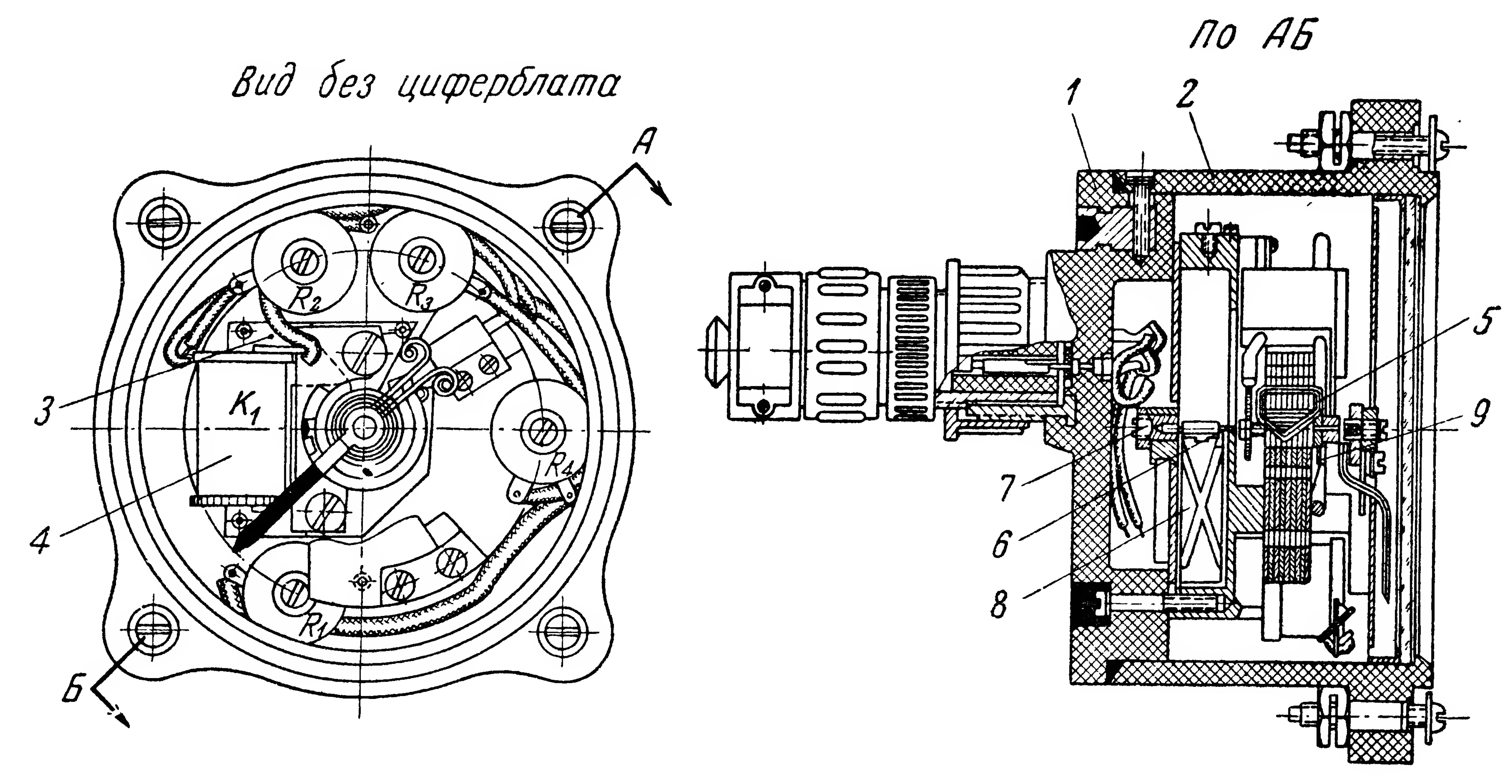
Датчик тахометра представляет собой однофазный магнитоэлектрический генератор переменного тока (фиг. 318). Указателем тахометра служит ферродинамический вольтметр с двумя пределами измерения (фиг. 317 и 319). Шкала прибора градуирована непосредственно в об/мин вала двигателя. Один диапазон измерения соответствует от 0 до 3000 об/мин вала турбины двигателя; при этом отсчет производится по внутренней — вспомогательной шкале. Второй — основной — диапазон соответствует числам оборотов от 2000 об/мин и выше. Переход с нижнего предела на верхний осуществляется автоматически включением трех добавочных сопротивлений из манганина (фиг. 317). При оборотах вала турбины менее 2000 об/мин эти сопротивления шунтируются, а при оборотах свыше 2000 об/мин шунтирующая цепь автоматически разрывается.

Подвижная и неподвижная катушки вольтметра соединяются последовательно. Последовательно же с ними включается подгоночное сопротивление R_1 из манганина, предназначенное для регулиро-



Фиг. 318. Устройство датчика ТФ-15М.

1—корпус; *2*—задняя крышка; *3*—магнитопровод статора; *4*—обмотка статора; *5*—ротор; *6*—термомагнитный шунт; *7*—вал ротора.



Фиг. 319. Устройство указателя ТФ-15М.

1—основание; *2*—корпус; *3*—сердечник неподвижной катушки; *4*—неподвижная катушка; *5*—подвижная катушка; *6*—ось подвижной системы; *7*—подпятник; *8*—успокоитель; *9*—плоская спиральная пружина.

вания вспомогательного диапазона измерения. Основной диапазон измерения регулируется сопротивлением R_2.

Виброустойчивость показаний вольтметра достигается применением воздушного успокоителя.

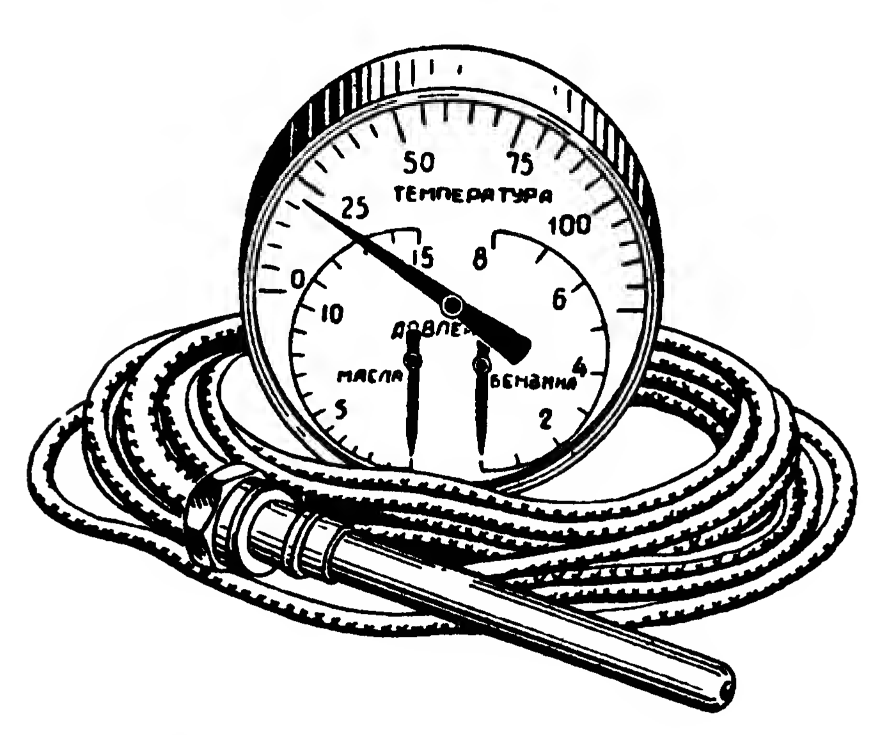
Температурная погрешность, которая может возникнуть из-за изменения сопротивления обмоток генератора, проводов линии связи, обмоток катушек вольтметра, а также из-за изменения магнитной индукции ротора генератора, компенсируется применением термомагнитного шунта, устанавливаемого параллельно постоянному магниту ротора генератора.

Суммарная погрешность прибора на основном диапазоне измерений при нормальной температуре составляет 1—2%, а на вспомогательном доходит до 5% верхнего значения шкалы.

Основными наиболее распространенными тахометрами в настоящее время являются магнитные тахометры с дистанционной передачей на переменном токе.

§ 25. КОМБИНИРОВАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

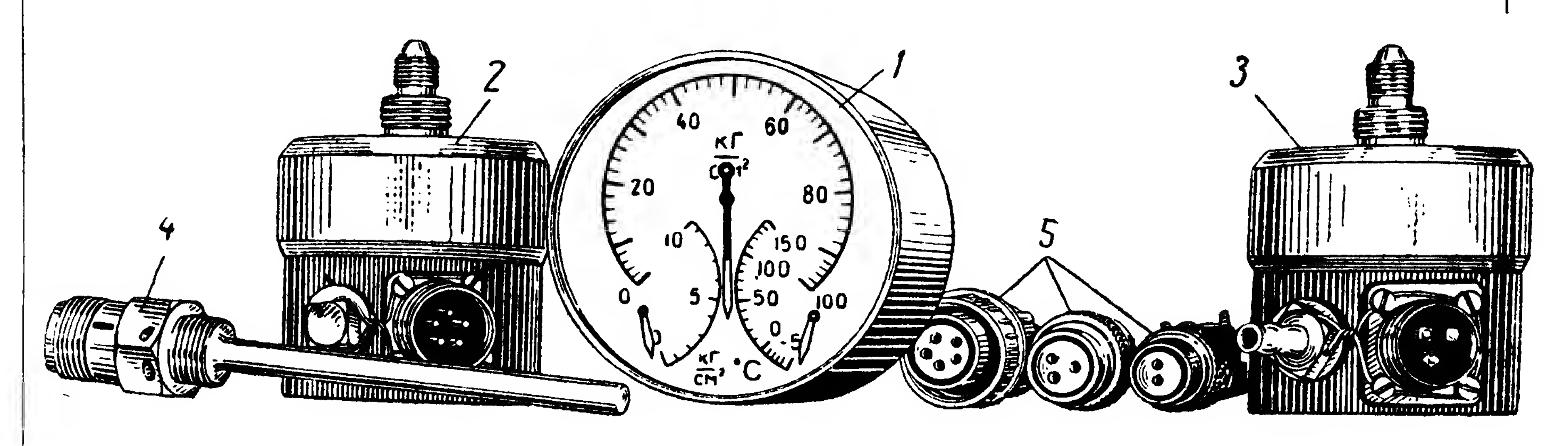
Для наиболее эффективного использования площади приборной доски, а также для облегчения контроля за работой авиационных двигателей на самолетах широко применяются комбинированные приборы.



Фиг. 320. Трехстрелочный моторный индикатор ТМИ-3.

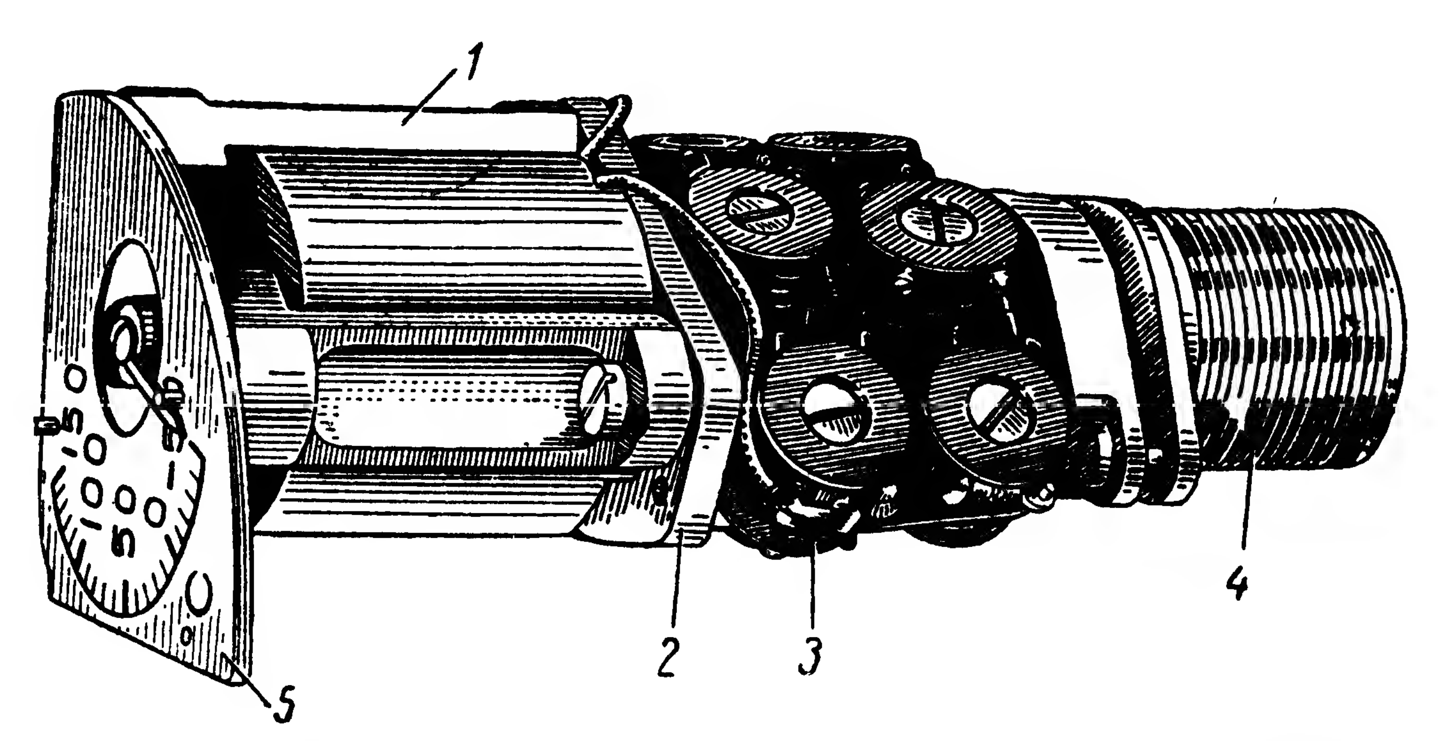
Для одноместных самолетов с поршневыми двигателями гидравлический манометр масла, недистанционный манометр бензина и жидкостный термометр масла объединяются в одном корпусе, образуя так называемый трехстрелочный индикатор (фиг. 320). Размещение шкал, форма их и градуировка приборов подбираются таким образом, чтобы в полете при нормальном режиме работы двигателя стрелки прибора занимали положение лучей симметричной звезды (⅄).

На самолетах применяются электрические трехстрелочные моторные индикаторы ЭМИ-3Р, ЭМИ-3НВ, ЭМИ-3К. Комплект прибора ЭМИ-3Р показан на фиг. 321. Отдельные элементы указателя ЭМИ-3Р, состоящего из объединенных в одном корпусе электрического термометра масла ТУЭ-48, электрического манометра масла на 10 *кг/см²*, собранного по схеме манометров ЭДМУ, и манометра топлива на 100 *кг/см²*, собранного по схеме манометра с четырехпроводной потенциометрической ЭДП, показаны на фиг. 322, 323 и 324. Принцип и устройство работы этих приборов и элементов



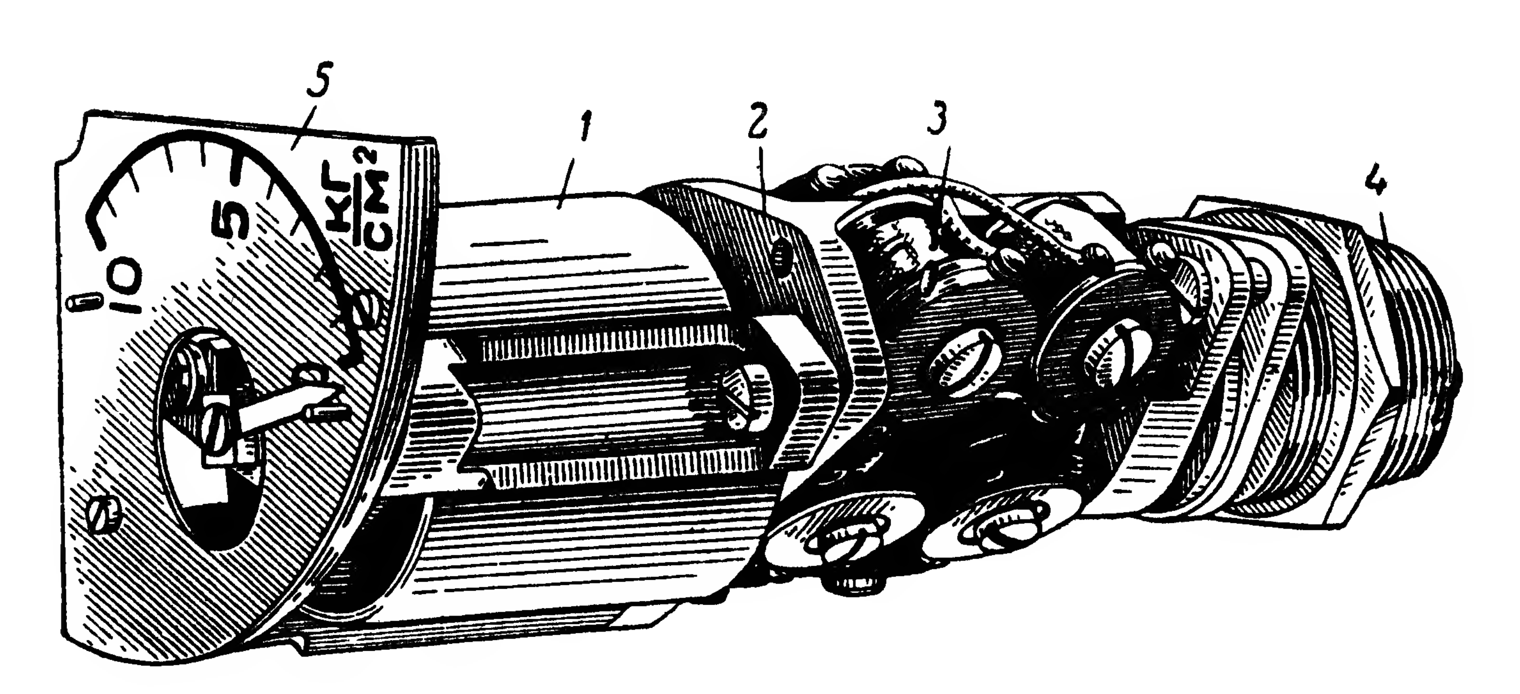
Фиг. 321. Комплект электрического моторного индикатора ЭМИ-3Р.

1—указатель УКЗ-3; *2*—датчик П-100 манометра давления топлива на 100 *кг/см²*; *3*—датчик П-10 манометра давления масла на 10 *кг/см²*; *4*—датчик термометра масла ТУЭ-48; *5*—штепсельные розетки.



Фиг. 322. Указатель термометра масла индикатора ЭМИ-3Р.

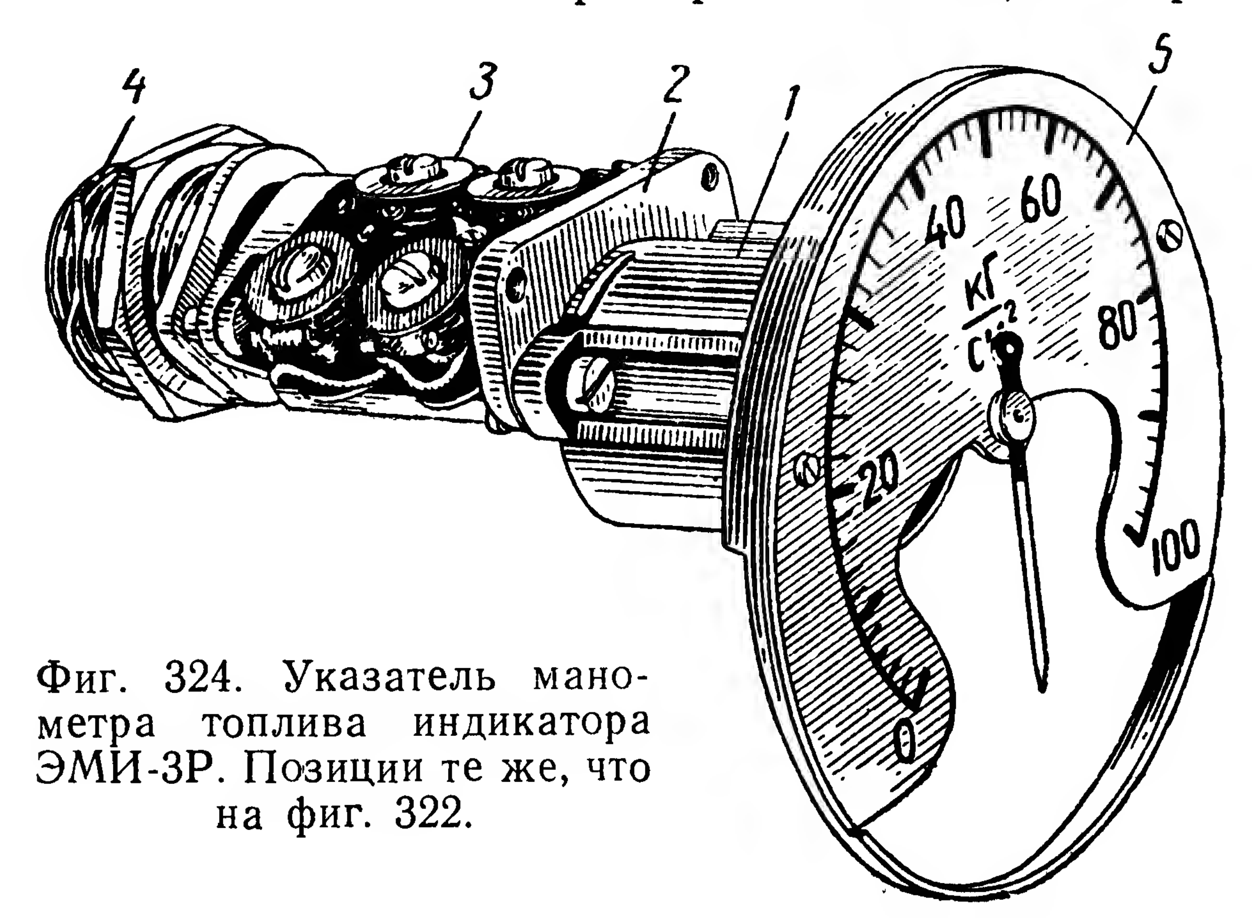
1—логометр; *2*—мостик; *3*—катушки сопротивлений; *4*—штепсельная вилка; *5*—циферблат.



Фиг. 323. Указатель манометра масла индикатора ЭМИ-3Р. Позиции те же, что на фиг. 322.

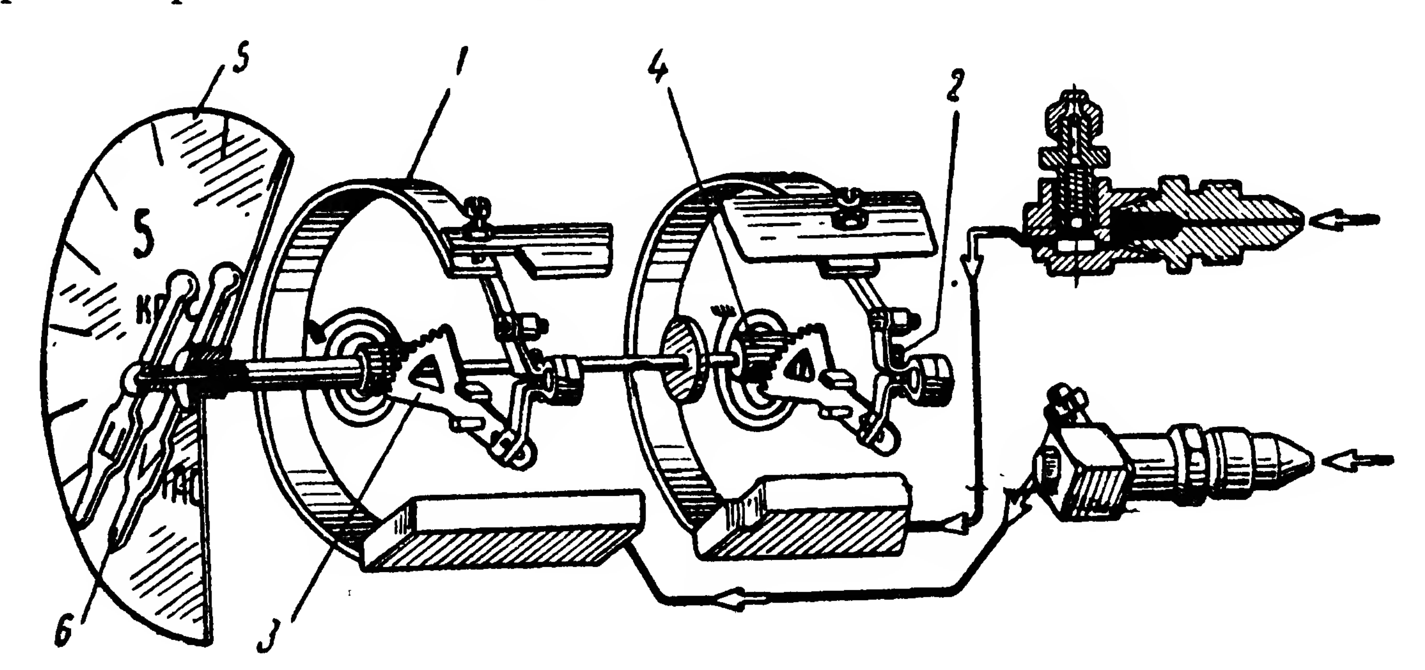
их составляющих достаточно подробно рассмотрен выше и мы на них останавливаться не будем.

Электрические моторные индикаторы ЭМИ-НВ и ЭМИ-3К представляют собой комбинацию приборов ТУЭ-48, измеряющих температуру масла, ЭДМУ-10 для измерения давления масла и ЭДМУ-3 (в ЭМИ-3НВ) или ЭДМУ-1 (в ЭМИ-3К) — для измерения давления топлива.



Фиг. 324. Указатель манометра топлива индикатора ЭМИ-3Р. Позиции те же, что на фиг. 322.

На двух- и многомоторных самолетах важно соблюдать одинаковый режим работы (число оборотов, давление наддува и т. п.) симметрично расположенных двигателей. Этот контроль легче всего осуществить, если совместить в одном корпусе (фиг. 325) указатели одноименных приборов симметрично расположенных двигателей.



Фиг. 325. Кинематическая схема сдвоенного пружинного манометра масла.

1—трубчатая пружина; *2*—тяга; *3*—сектор; *4*—трибка; *5*—циферблат; *6*—стрелка.

Высокое развитие техники советского приборостроения позволило создать весьма компактные комбинированные авиационные приборы, значительно облегчающие разносторонний контроль работы авиационных двигателей. Этому способствовало широкое внедрение электрических приборов.

Глава V

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

§ 26. ИЗМЕРЕНИЕ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Для правильного пилотирования и для решения ряда аэронавигационных задач экипажу самолета необходимо знать высоту полета самолета. Так, например, чтобы избежать при полете возможного столкновения с различными естественными и искусственными препятствиями на земной поверхности или правильно произвести посадку самолета на аэродром, нужно в каждый данный момент знать высоту полета и высоту препятствий в районе полета; при полетах на большой высоте экипаж должен иметь возможность регулировать режим работы силовой установки в зависимости от высоты полета, правильно определять необходимый момент включения кислородного питания. Кроме того, знание высоты полета нужно также для различных расчетов, связанных с вооружением самолета.

Из всего сказанного следует, что самолет должен быть оборудован прибором, с помощью которого можно в любое время определить расстояние между самолетом и земной поверхностью, т. е. высоту полета.

В авиационной практике установились понятия *абсолютной, относительной* и *истинной* высот полета.

Абсолютной высотой полета называют высоту, которая отсчитывается от уровня моря. Эта высота не зависит от рельефа местности, над которой пролетает самолет.

Относительной высотой называют высоту полета, отсчитываемую от некоторого условного места — обычно от уровня аэродрома вылета или аэродрома посадки.

Истинной высотой называют высоту полета над пролетаемой местностью. Эта высота зависит от рельефа местности, над которой совершается полет.

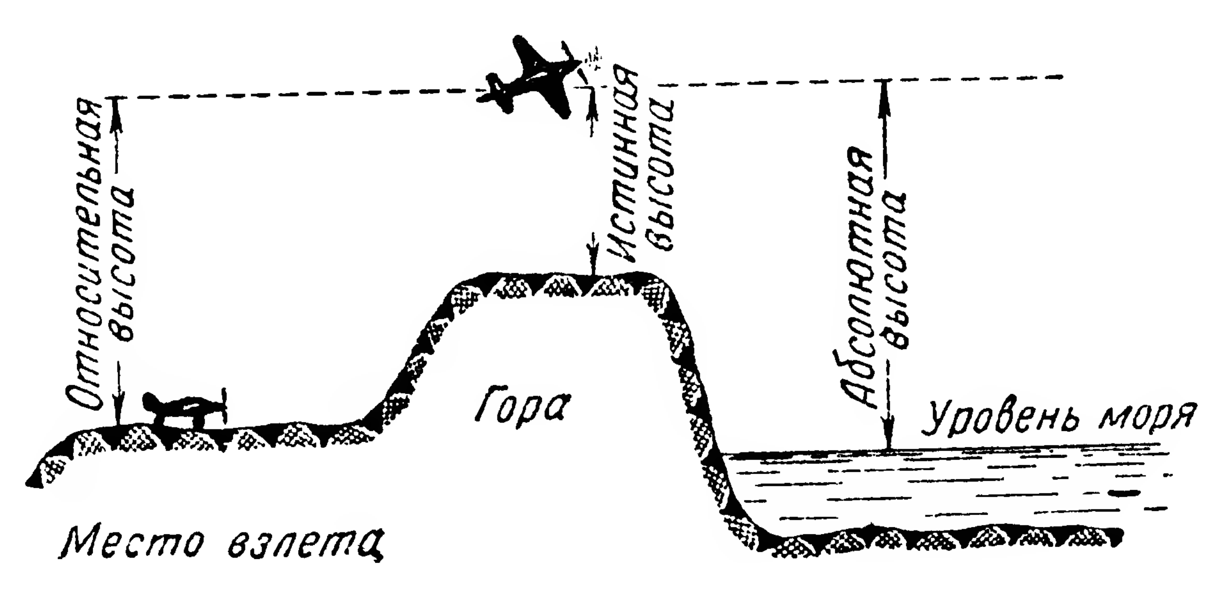
Классификация высот иллюстрируется фиг. 326.

То обстоятельство, что самолет при полете находится в движении, приводит к необходимости для измерения высоты полета искать такую величину, которая, с одной стороны, могла бы измеряться на борту самолета, а с другой стороны, была бы связана с высотой полета вполне определенной и однозначной функциональной зависимостью.

В настоящее время в авиационной практике применяются два косвенных способа измерения высоты полета самолета:

1. Радиотехнический способ, основанный на использовании зависимости между высотой полета и временем, которое нужно радиосигналу, вертикально излученному с борта самолета *радиовысотомером,* для достижения Земли и возвращения обратно на борт самолета.

2. Барометрический способ, основанный на зависимости между высотой полета и статическим давлением в окружающей самолет атмосфере.



Фиг. 326. Абсолютная, относительная и истинная высота полета.

Первый способ дает возможность измерять истинную высоту полета и отличается от второго значительно большей точностью (особенно при малых высотах), но требует довольно сложной и дорогостоящей аппаратуры.

Второй способ дает возможность измерять только относительную высоту полета, но отличается от первого исключительной простотой прибора и полной независимостью его работы от источников электрической энергии на самолете, а следовательно, большей гарантией безотказности работы.

Используемая в барометрическом способе зависимость между высотой полета и статическим давлением воздуха на этой высоте определяется принятой в СССР Стандартной Атмосферой (сокращенно СА), являющейся условным законом изменения некоторых величин, характеризующих физическое состояние атмосферы, с изменением высоты над уровнем моря.

В СА в качестве основных величин, характеризующих физическое состояние атмосферы, приняты:

статическое давление воздуха, обозначаемое обычно буквой $p_{\text{ст}}$ и измеряемое в *мм.* рт. ст. или *мм.* вод. ст.;

абсолютная температура T воздуха, измеряемая в градусах абсолютного нуля;

весовая плотность (или удельный вес) воздуха γ, представляющая собой вес 1 $м^3$ воздуха. Часто при расчете пользуются массовой плотностью воздуха ρ, равной отношению весовой плотности к ускорению силы тяжести $\rho = \frac{\gamma}{g}$;

газовая постоянная R, равная для воздуха $R = 29{,}27$ *м/°С*;

температурный градиент высоты α, представляющий собой величину, на которую изменяется температура воздуха при изменении высоты над уровнем моря.

Для широт Союза ССР температурный градиент высоты принят равным 6,5° на каждые 1000 *м* высоты, или 0,0065° на каждый *м* высоты.

Для Советского Союза не уравне моря по СА принято: статическое давление $p_0 = 760$ *мм* рт. ст. $= 10332{,}28$ *кг/м²*; абсолютная температура $T_0 = 273° + 15° = 288°$;

весовая плотность воздуха (соответствующая давлению 760 *мм* рт. ст. и 288°) $\gamma_0 = 1{,}2255$ *кг/м³*;

массовая плотность воздуха $\rho_0 = \frac{\gamma_0}{g} = 0{,}125$ *кг сек²/м⁴*.

Многочисленными опытами установлено и практикой высотных полетов подтверждено, что если фактические величины температуры и давления воздуха на уровне моря соответствуют принятым в СА, то с подъемом на высоту до 11 000 *м* температура воздуха уменьшается равномерно. Температурный градиент высоты α при этом в среднем равен 6,5° С на каждые 1000 *м*, или 0,0065° С на каждый *м* высоты. Из этого следует, что для нормальных условий (т. е. для $T_0 = 288°$ и $\gamma_0 = 1{,}2255$ *кг/м³*) зависимость между температурой и высотой в пределах от 0 до 11 000 *м* можно выразить уравнением

$$T_H = T_0 - \alpha H, \tag{176}$$

где T_H — абсолютная температура, соответствующая высоте H.

Пользуясь уравнением (176) и известным из физики уравнением, согласно которому давление любого газа равно произведению газовой постоянной R, абсолютной температуры T и весовой плотности γ, т. е.

$$p = RT\gamma,$$

можно с помощью высшей математики получить уравнение зависимости между статическим давлением воздуха и высотой над уровнем моря.

Для высот от 0 до 11 000 *м*

$$p_H = p_0 \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} H\right)^{\frac{1}{\alpha R}}, \tag{177}$$

где H — любая высота от уровня моря до 11 000 *м*;

p_H — статическое давление воздуха на высоте H;

p_0 — статическое давление воздуха на уровне моря;

α — температурный градиент высоты;

T_0 — абсолютная температура на уровне моря;

R — газовая постоянная, равная для воздуха 29,27 *м/°С*.

Если значения величин, входящих в уравнение для p_H, соответствуют принятым в СА, то, подставив их и произведя преобразования, получим для высот до 11 000 *м* давление $p_H = 760(1-0{,}2257\,H)^{5{,}256}$. Для высот более 11 000 *м* над уровнем моря среднегодовое изменение температуры остается постоянным, и температура равна 216,5°. Поэтому для таких высот зависимость статического давления воздуха от высоты выражается уравнением

$$p_H = p_{11}\, e^{-\frac{H-11\,000}{T_{11}R}}, \qquad (178)$$

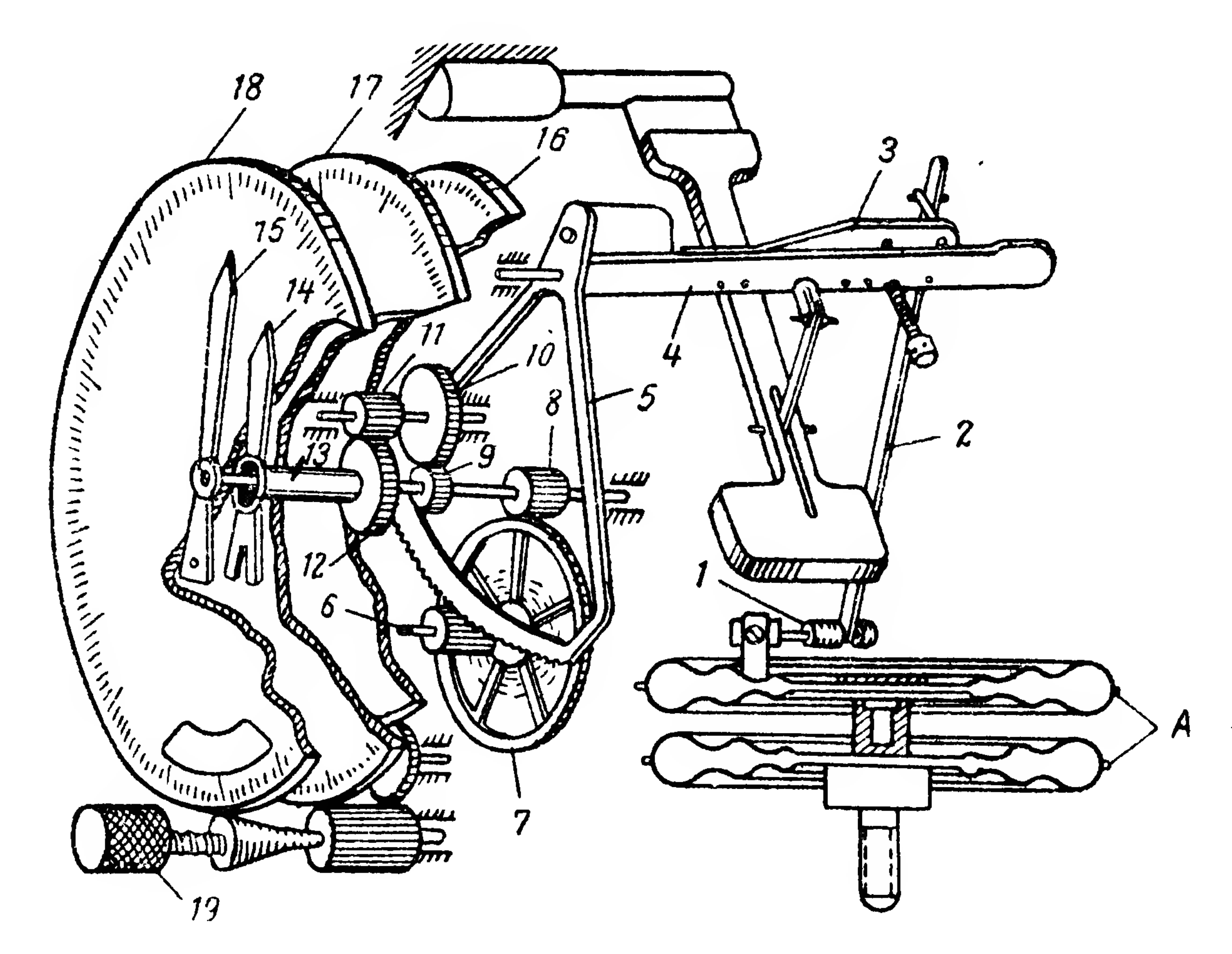
где H — любая высота более 11 000 *м*;

p_H — статическое давление на высоте более 11 000 *м*;

p_{11} — статическое давление на высоте 11 000 *м*;

T_{11} — температура на высоте 11 000 *м*, равная 216,5°;

e — основание натуральных логарифмов, приблизительно равное 2,71.



Фиг. 327. Кинематическая схема барометрического высотомера.

А—батарея анероидных коробок; *1*—температурная компенсация 1-го рода; *2*—тяга; *3*—температурная компенсация 2-го рода; *4*—горизонтальный валик сектора; *5*—сектор; *6*—трибка; *7, 8, 9, 10 11, 12* и *13*—зубчатые колеса редуктора; *14*—малая стрелка; *15*—большая стрелка; *16*—плата, на которой смонтирован механизм; *17*—шкала давлений; *18*—шкала высот; *19*—кремальера для установки шкал.

Из приведенных уравнений видно, что выражаемые ими зависимости имеют вполне определенный и однозначный характер. Следовательно, эти зависимости могут быть использованы для косвенного измерения высоты полета посредством измерения статического давления окружающего самолет воздуха.

Измерения высоты полета этим, т. е. барометрическим, методом практически осуществляются с помощью барометрического высотомера, кинематическая схема которого изображена на фиг. 327.

Чувствительным упругим элементом такого высотомера, реагирующим на изменения статического давления воздуха, является батарея *А* из двух анероидных коробок, соединенных последовательно.

При подъеме самолета на высоту статическое давление воздуха, воздействующее на внешние поверхности мембран анероидных коробок, уменьшается, вследствие чего мембраны будут под влиянием собственных сил упругости разжиматься. Перемещение мембран у применяемых в современных высотомерах анероидных коробок прямо пропорционально высоте (см. фиг. 84), что дает возможность градуировать шкалу такого прибора равномерно. Передаточно-множительный механизм прибора, состоящий из кривошипно-шатунной передачи и системы зубчатых колес, преобразует поступательное движение мембран во вращательное движение звеньев механизма и умножает это движение в необходимое число раз. Взаимодействие частей механизма было рассмотрено в § 9.

Высотомеры всегда снабжаются специальным приспособлением— кремальерой *19*, с помощью которого можно устанавливать стрелки прибора в нулевое положение, если высоту полета необходимо измерять относительно аэродрома вылета, или в положение, соответствующее статическому давлению на аэродроме посадки, если высота полета должна измеряться относительно конечного пункта полета. Для установки стрелок прибора на измерение высоты относительно аэродрома посадки необходимо знать, насколько высота этого аэродрома превышает высоту аэродрома вылета, или знать барометрическое давление воздуха в районе аэродрома посадки. По шкале давлений *17* устанавливают стрелки в соответствии с барометрическим давлением в районе посадки самолета.

Статическое давление воздуха, окружающего самолет, подается в корпус высотомера через статическую систему приемника воздушных давлений, который устанавливается в зоне невозмущенного воздушного потока.

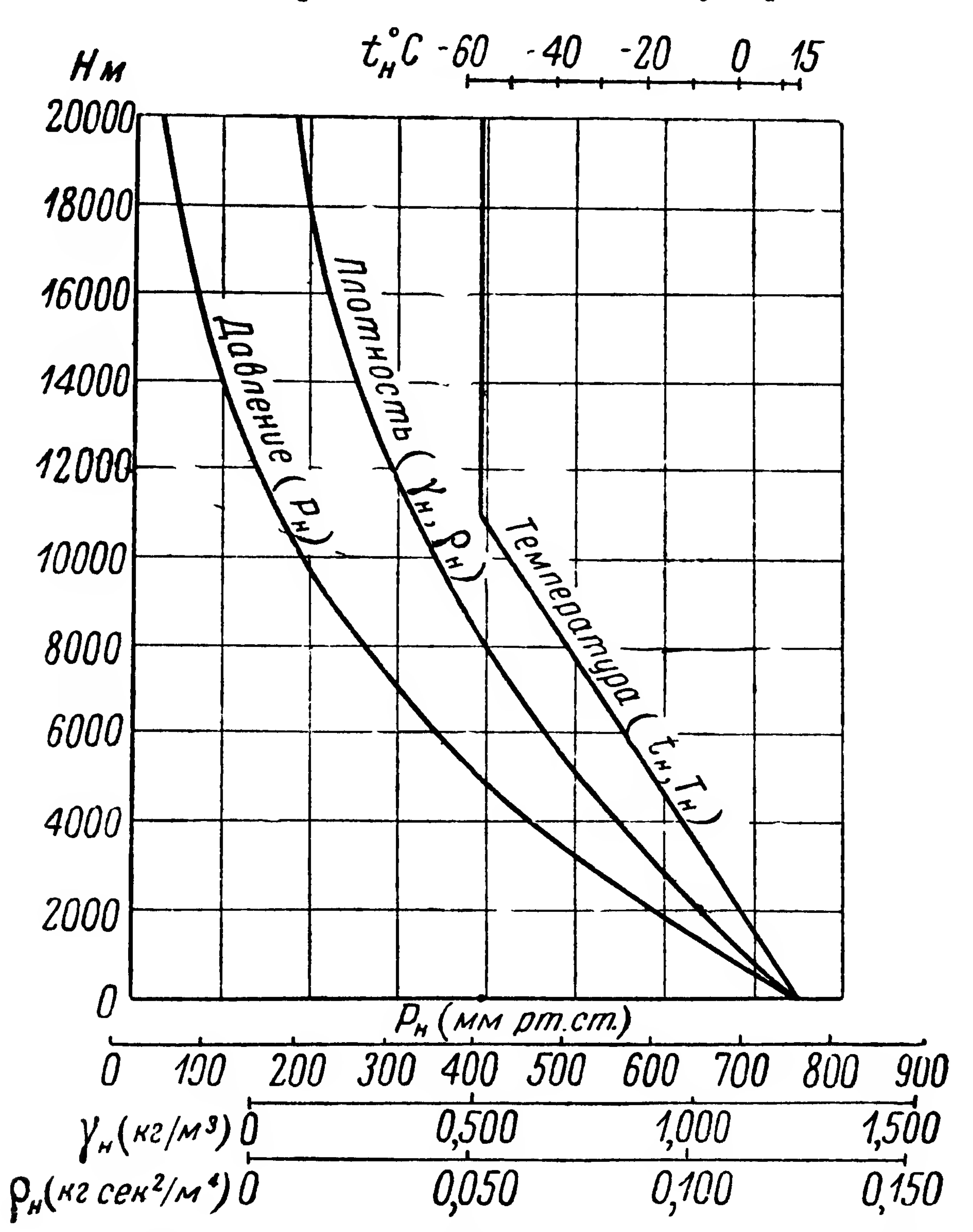
Герметичность корпуса высотомера весьма важна для правильности показаний прибором высоты полета, так как в кабине самолета, где устанавливается высотомер, статическое давление воздуха по ряду причин (отсос воздуха из кабины, завихрения за приборной доской и др.) никогда точно не соответствует давлению воздуха, окружающего самолет.

Градуировка барометрических высотомеров производится по уравнениям (177) и (178).

На основании этих же уравнений рассчитана таблица Стандартной Атмосферы (приложение 1) и построены графики зависимости изменения статического давления, температуры и весовой плотности воздуха от изменения высоты (фиг. 328). По графикам видно, что температура воздуха до высоты 11 000 *м* уменьшается по прямолинейному закону, а начиная с высоты 11 000 *м* и более, остается постоянной. Статическое давление и весовая плотность (или удельный вес) воздуха изменяются по логарифмическим кривым, причем с увеличением высоты величины $p_{ст}$ и γ все время уменьшаются.

Напомним, что приведенные уравнения, а следовательно, и графики получены при условии, что давление на уровне моря $p_0=760$ *мм* рт. ст., температура $T_0=288°$ и температурный градиент высоты $a=6{,}5°$ С на каждые 1000 *м*, или 0,0065° С на каждый *м* высоты.

Но реальные условия не всегда соответствуют принятым. Поэтому барометрическому высотомеру присущи методические погрешности, являющиеся следствием расхождения между принятыми условиями



Фиг. 328. График изменения статического давления p_H, весовой и массовой плотности γ_H и ρ_H и температуры воздуха с изменением высоты над уровнем моря.

в расчетных уравнениях и фактическим изменением величин параметров физического состояния атмосферы.

Погрешность показаний высотомера будет тем больше, чем больше расхождение между принятыми (расчетными) и фактическими атмосферными условиями полета. Решающее значение в общей методической погрешности имеют погрешности от несоответствия между принятой (расчетной) и фактической температурами. Причиной этого несоответствия может быть различие между принятой и фактической температурами или между принятым и фактическим температурным градиентом высоты.

Обозначим через $H_{приб}$ показания высотомера, исправленные на величину инструментальной погрешности и соответствующие расчетной температуре $T_{расч}$, а через $H_{факт}$ — фактическую высоту полета, соответствующую действительной температуре $T_{факт}$. С достаточной для практики точностью можно считать, что отношение высот равно отношению соответствующих температур, т. е.

$$\frac{H_{факт}}{H_{приб}} = \frac{T_{факт}}{T_{расч}}, \qquad (179)$$

откуда

$$H_{факт} = H_{приб} \frac{T_{факт}}{T_{расч}}. \qquad (180)$$

Зная фактическую температуру на данной высоте и расчетную температуру, соответствующую этой высоте, можно, пользуясь уравнением (180), определить фактическую высоту полета. Для этого достаточно взять показания высотомера, внести инструментальную поправку согласно графику поправок (имеющемуся на самолете) и полученную величину умножить на отношение фактической и расчетной температур.

Предположим, что на высоте 3000 *м* фактическая температура оказалась меньше расчетной на 15°, т. е. вместо $T_{расч} = 288 - (6{,}5 \times \times 3) = 268{,}5°$ было $T_{факт} = 253{,}5°$. В этом случае отношение фактической высоты полета к высоте, показываемой прибором и исправленной на величину инструментальной погрешности, будет равно

$$\frac{H_{факт}}{H_{приб}} = \frac{T_{факт}}{T_{расч}} = \frac{253{,}5}{268{,}5} = 0{,}944.$$

Это значит, что при таких расхождениях между фактической и расчетной температурами высотомер покажет высоту на 5—6% больше фактической.

Указанные температурные методические погрешности высотомера, работающего на принципе использования зависимости, выражаемой уравнениями (177) и (178), не могут быть скомпенсированы каким-либо компенсационным устройством, так как эти погрешности связаны с самим методом измерений. Поэтому такие погрешности учитываются аналогично разобранному примеру.

Для компенсации инструментальных температурных погрешностей в современных барометрических высотомерах предусмотрены биметаллические компенсации 1-го рода и 2-го рода (см. фиг. 327). Действие подобных компенсирующих устройств рассмотрено в § 9.

Высотомеры обычно градуируются на заводах-изготовителях или проверяются в процессе эксплуатации при помощи контрольных барометров и манометров со шкалами с миллиметровыми делениями.

Для проверки высотомеров по контрольным ртутным барометрам или манометрам пользуются так называемой гипсометрической таб-

лицей, в которой указана зависимость давления от высоты. Для всех приборов принята единая температура, называемая нормальной, при которой они должны давать правильные показания. За нормальную принята температура, на основании которой подсчитана таблица СА.

Строгое соблюдение нормальных температурных условий при проверке высотомеров обязательно, потому что гипсометрическая таблица рассчитана с учетом коэффициента объемного расширения ртути, который, строго говоря, различен при различных температурах.

Гипсометрическая таблица приведена в приложении 3. В ней дана зависимость барометрического и манометрического давлений от высоты.

§ 27. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Для измерения скорости полета самолета применяются приборы — указатели скорости. Эти приборы позволяют измерять скорость движения самолета относительно воздушной среды, в которой летит самолет. Поэтому скорость, измеренную с помощью указателя скорости, называют воздушной скоростью.

Практически в авиации установилась следующая классификация воздушных скоростей в зависимости от точности их соответствия фактической воздушной скорости:

1) Приборная скорость ($V_{пр}$) — скорость, отсчитываемая непосредственно по показаниям стрелки указателя скорости и исправленная на величину инструментальной погрешности. Ввиду наличия различных погрешностей в показаниях прибора, о которых будет сказано ниже, полученная таким путем величина скорости полета будет в той или иной степени отличаться от истинной воздушной скорости.

2) Индикаторная скорость (Vi) — приборная скорость, исправленная на величину аэродинамической погрешности (см. ниже). В современных двухстрелочных указателях скорости с устройством для компенсации погрешности на плотность воздуха шкала индикаторной скорости для некоторой определенной высоты полета градуируется путем проверки прибора на мерной базе. На всех других высотах индикаторная скорость отличается от фактической на величину высотной погрешности.

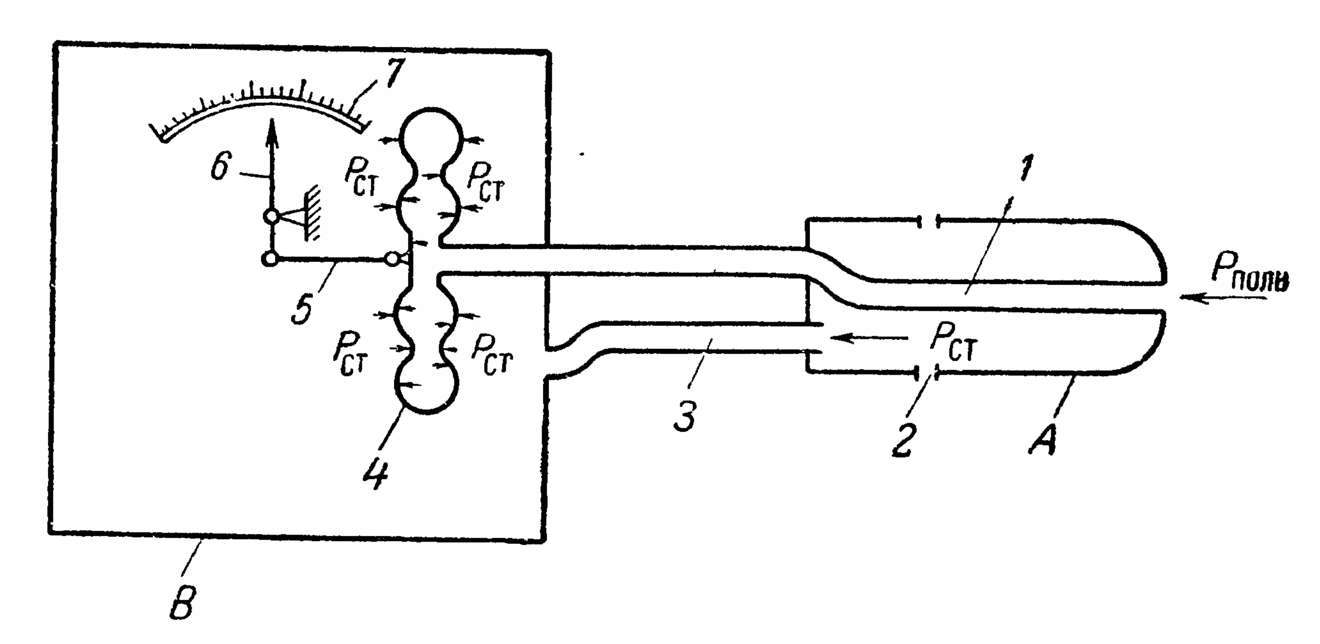
3) Истинная воздушная скорость ($V_{ист}$) — приборная скорость, исправленная на величину высотной погрешности. Строго говоря, термин «истинная воздушная скорость» в данном случае неточен, так как фактически в истинной воздушной скорости должны быть учтены, кроме указанной погрешности, еще и аэродинамические поправки и поправки на сжимаемость воздуха.

Кроме воздушной скорости, существует еще понятие о путевой скорости, которая представляет собой скорость самолета относительно земной поверхности. Приборов для измерения путевой скорости пока еще нет, и она определяется с помощью оптических инструментов или радиотехнических станций с последующими расчетами.

Существующий метод измерения воздушной скорости основан на использовании зависимости между скоростью движения самолета и давлением со стороны встречного потока воздуха. Это давление слагается из двух величин: статического давления, зависящего от плотности окружающего самолет воздуха, и динамического давления, которое зависит от скорости полета самолета и упомянутой плотности воздуха. Сумма этих давлений называется *полным давлением*. Полное давление, следовательно, будет равно

$$p_{\text{полн}} = p_{\text{ст}} + p_{\text{дин}},$$

где $p_{\text{полн}}$ — полное давление встречного потока воздуха;
$p_{\text{ст}}$ — статическое давление воздуха;
$p_{\text{дин}}$ — динамическое давление воздуха.



Фиг. 329. Принципиальная схема указателя воздушной скорости.

Указанные давления воспринимаются с помощью приемника воздушных давлений (ПВД), который представляет собой две трубки (фиг. 329), помещенные обычно в общий цилиндрический корпус *A*. Трубка *1* представляет собой камеру ПВД, воспринимающую при полете самолета полное давление ($p_{\text{полн}}$). Отверстия *2* в корпусе приемника и трубка *3* предназначены для восприятия статического давления воздуха, окружающего самолет. Статическое давление, как известно из предыдущего, зависит от высоты полета и для высот от 0 до 11 000 *м* определяется уравнением (177)

$$p_{\text{ст}} = p_0 \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} H\right)^{\frac{1}{\alpha R}},$$

а для высот более 11 000 *м* уравнением (178)

$$p_{\text{ст}} = p_{11} e^{\frac{H - 11\,000}{T_{11} R}}.$$

Величина динамического давления зависит не только от скорости движения самолета, но и от сжимаемости среды, в которой совершается полет.

Для несжимаемой среды зависимость между скоростью движения какого-либо тела в этой среде и динамическим давлением $p_{дин}$, с которым воздействует на это тело встречный поток несжимаемой среды, выражается уравнением

$$p_{дин} = \frac{\rho V^2}{2}, \qquad (181)$$

где ρ — массовая плотность среды;
V — скорость движения тела в *м/сек*.

Из уравнения (181) видно, что при несжимаемой среде и постоянной плотности ее динамическое давление прямо пропорционально квадрату скорости движения тела. Следовательно, для измерения скорости движущегося в такой среде тела достаточно измерить динамическое давление, которое, воздействуя на какой-либо упругий элемент, будет вызывать в нем деформации, прямо пропорциональные квадрату скорости. Шкала указывающего прибора, градуированная в единицах скорости на основе зависимости, выражаемой уравнением (181), даст возможность производить отсчет скорости.

Но полет самолета совершается в условиях воздушной среды, способной сжиматься в больших пределах. Установлено, что воздух обладает способностью сжиматься тем больше, чем меньше его плотность и статическое давление, а при всех прочих равных условиях он сжимается под влиянием движущегося тела тем больше, чем больше скорость движения этого тела. Это в значительной степени сказывается на характере зависимости динамического давления от скорости движения тела в воздухе.

Для условий воздушной среды зависимость между динамическим давлением и скоростью движения самолета с учетом сжимаемости воздуха выражается уравнением

$$p_{дин} = p_{ст} \left\{ \left[1 + \frac{(k-1)\rho V^2}{25,92\, k\, p_{ст}} \right]^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right\}, \qquad (182)$$

где $p_{дин}$ — динамическое давление воздуха в *кг/м²*;
$p_{ст}$ — статическое давление воздуха в *кг/м²*;
k — коэффициент, равный отношению удельной теплоемкости воздуха при постоянном давлении к удельной теплоемкости его при постоянном объеме; для воздуха $k = 1,4$;
ρ — массовая плотность воздуха в *кг · сек²/м⁴*;
V — воздушная скорость самолета в *км/час*.

По этому уравнению производится расчет при градуировке указателей скорости.

В уравнении (182) при различных высотах полета все величины, кроме коэффициента k, являются переменными. Поэтому динамическое давление зависит не только от скорости полета самолета, но также от плотности воздуха и от статического давления, меняющихся в широких пределах в зависимости от высоты.

Для высоты $H=0$ (т. е. на уровне моря) плотность воздуха и статическое давление приняты в таблице Стандартной Атмосферы условно постоянными и равными

$$p_{ст}=p_H=760 \text{ мм рт. ст.}=10332{,}28 \text{ кг/м}^2.$$
$$\rho=\rho_H=0{,}125 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4.$$

Если подставить значения этих величин в уравнение (182), то для нормальных условий на высоте $H=0$ уравнение примет вид

$$p_{дин}=p_0\left[\left(1+\frac{V^2}{7498753}\right)^{3,5}-1\right]. \qquad (183)$$

По уравнению (183) рассчитана и составлена аэродинамическая таблица (приложение 2), в которой каждому значению воздушной скорости на уровне моря соответствует определенное значение динамического давления.

Это же уравнение служит расчетным для градуировки обычных указателей скорости без высотной коррекции, т. е. без механизма, автоматически вносящего поправки на изменения статического давления и плотности воздуха.

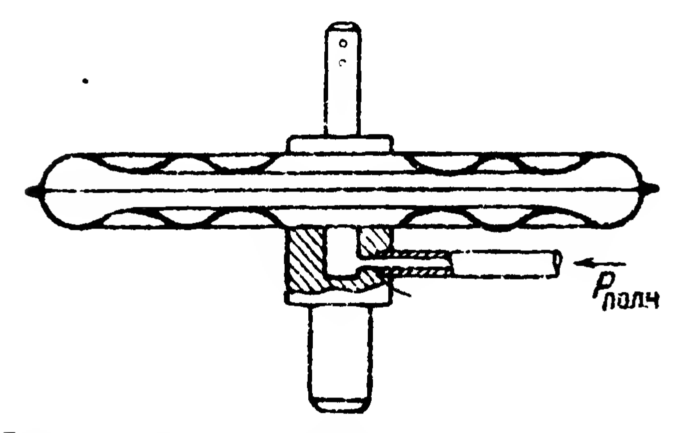
Из уравнений (182) и (183) видно, что воздушную скорость можно измерять косвенным путем, измеряя динамическое давление встречного потока воздуха. В самом деле, если соединить приемник воздушных давлений (ПВД) с указывающим прибором *В* так, как это показано на фиг. 329, т. е. приемник статического давления *3* с внутренней полостью корпуса прибора *В*, а приемник полного давления *1* с внутренней полостью манометрической коробки *4*, то последняя окажется под действием двух давлений: давления $p_{полн}=p_{дин}+p_{ст}$, действующего внутри манометрической коробки, и давления $p_{ст}$, действующего извне на поверхность мембран манометрической коробки. Результирующее давление будет равно разности между полным и статическим давлением, т. е. будет равно динамическому давлению:

$$p_{дин}=p_{полн}-p_{ст}.$$

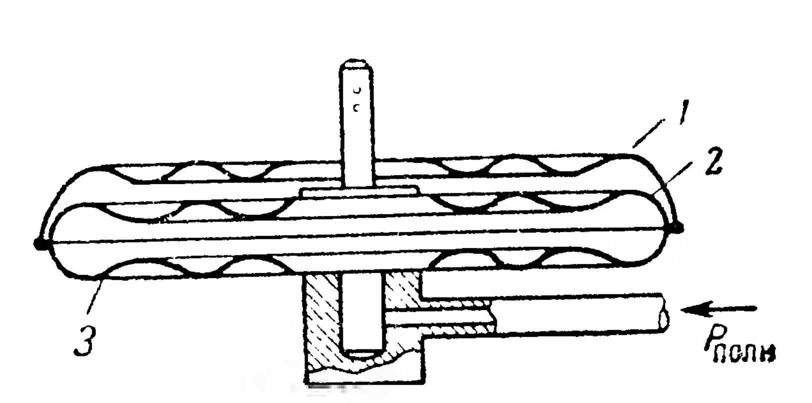
Перемещение жесткого центра манометрической коробки под действием динамического давления передается через тягу *5* указывающей стрелке *6*, которая и укажет на шкале *7*, градуированной в *км/час*, соответствующую воздушную скорость.

В современных указателях скорости применяются в основном два типа манометрических коробок. Изображенная на фиг. 330 манометрическая коробка, состоящая из двух мембран, применяется для указателей скорости с пределом измерения до 400 *км/час*. Характеристика перемещения этой коробки по скорости (см. фиг. 51) показывает, что величина хода жесткого центра изменяется плавно в зависимости от скорости самолета. Манометрическая коробка, показанная на фиг. 331, применяется в указателях скорости с пределом измерений до 1000 *км/час* и состоит из трех мембран: верхней *1*, средней *2* и нижней *3*. Сделано это, с одной стороны, для

увеличения жесткости коробки, необходимой при больших скоростях полета, а с другой,— для получения большего прогиба при малых скоростях полета, когда работает только средняя мембрана. Характеристика этой коробки показана на фиг. 332. До точки шкалы, соответствующей 300 *км/час,* незначительным скоростям полета соот-

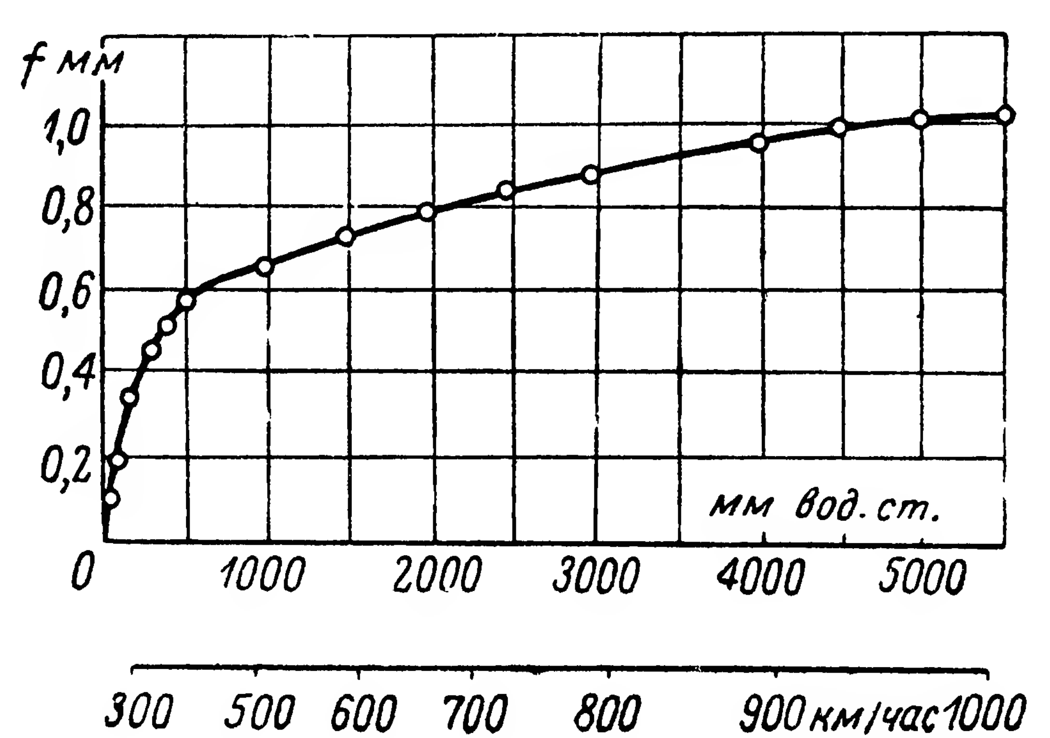


Фиг. 330. Манометрическая коробка из двух мембран для указателей скорости с пределом измерений до 400 *км/час.*



Фиг. 331. Манометрическая коробка из трех мембран для указателей скорости с пределом измерений до 1000 *км/час.*

ветствуют значительные величины хода жесткого центра манометрической коробки, а начиная со скорости 300 *км/час* и далее величины перемещения жесткого центра мембраны становятся меньше. Это дает возможность на этом участке получить почти равномерную шкалу. Неравномерность хода жесткого центра этой коробки в начале шкалы объясняется наличием средней мембраны.



Фиг. 332. Характеристика манометрической коробки для указателей с пределом измерений до 1000 *км/час.*

Рассмотрим подробнее вопрос о влиянии сжимаемости воздуха на величину динамического давления при полетах на больших скоростях.

Чтобы установить, с какой скорости практически сказывается влияние сжимаемости воздуха на правильность показаний прибора, предположим, что указатель скорости градуирован по закону изменения скоростного напора без учета сжимаемости, т. е. по уравнению

$$p_{дин} = \frac{\rho V^2}{2}.$$

При определенной и неизменной скорости полета сжатие воздуха будет зависеть только от некоторых параметров, определяющих его способность сжиматься.

Наоборот, при неизменном физическом состоянии воздушной среды сжимаемость ее будет целиком и полностью зависеть от скорости полета самолета. Математически зависимость между скоростью полета и сжимаемостью воздуха проще всего выражается через скорость распространения звука.

Опытом, а затем и теорией было установлено, что скорость распространения звука зависит исключительно от сжимаемости среды, и эта скорость тем больше, чем менее сжимаема среда.

Из физики известно, что скорость звука в газовой среде зависит от абсолютной температуры, от величины газовой постоянной, отношения теплоемкости газа при постоянном давлении и постоянном объеме и величины ускорения силы тяжести, т. е.

$$V_{зв} = \sqrt{kgRT}. \qquad (184)$$

где k — отношение теплоемкостей газа при постоянном давлении и постоянном объеме;
g — ускорение силы тяжести;
R — газовая постоянная;
T — абсолютная температура газа.

Имея в виду, что для воздуха $k=1{,}4$; $R=29{,}27$, а ускорение силы тяжести $g=9{,}81$, уравнение можно преобразовать для условий распространения звука в воздушной среде. Подставив значения перечисленных величин в уравнение и произведя соответствующие математические действия, получим

$$V_{зв} = 20\sqrt{T}. \qquad (185)$$

Поскольку температура воздуха меняется с высотой, скорость звука в воздухе в пределах тропосферы будет также зависеть от высоты. Если принять согласно СА температурный градиент высоты $a=6{,}5°$ С на каждые 1000 *м*, начиная от уровня моря, а температуру у земли равной $+20°$ С, то можно подсчитать скорость звука в зависимости от высоты (табл. 12).

Таблица 12

Высота в *м*	Скорость звука в *м/сек*	Высота в *м*	Скорость звука в *м/сек*
0	340	7000	312
1000	336	8000	308
2000	332	9000	304
3000	328	10000	300
4000	324	11000 и выше	296

По табл. 12 видно, что скорость звука в воздухе уменьшается в зависимости от высоты на 4 *м/сек* через каждые 1000 *м* или на 1 *м/сек* через каждые 250 *м*.

Таким образом, поскольку скорость звука зависит только от степени сжимаемости среды, отношение скорости самолета к скорости звука может служить характеристикой сжатия воздуха частями самолета, соприкасающимися со встречным потоком воздуха во время полета. Это отношение обозначается буквой М (по фамилии русского ученого Н. В. Маиевского, впервые исследовавшего процесс сжимаемости воздуха).

Таким образом, будем иметь

$$M = \frac{V}{v_{зв}}, \tag{186}$$

где V — скорость самолета в *м/сек*;

$v_{зв}$ — скорость звука на данной высоте полета, измеренная также в *м/сек*.

Подставляя в выражение для числа М вместо скорости $v_{зв}$ ее значение из уравнения (185), получим

$$M = \frac{V}{20\sqrt{T}}. \tag{187}$$

Для высот свыше 11 000 *м*, где температура постоянна и равна —56,5° С, число М будет зависеть только от скорости полета и выразится уравнением

$$M = \frac{V}{296}. \tag{188}$$

Число М может служить критерием для определения влияния скорости движения самолета на сжимаемость воздуха, следовательно, можно установить зависимость динамического давления от числа М.

Теоретическим и опытным путем для этой зависимости было найдено следующее соотношение:

$$p_{дин} = \frac{\rho V^2}{2}\left(1 + \frac{M^2}{4} + \frac{M^4}{40} + \frac{M^8}{400} + \ldots\right). \tag{189}$$

Для практических целей достаточно ограничиться тремя первыми слагаемыми суммы, заключенной в скобки, и пользоваться приближенным уравнением зависимости динамического давления от скорости полета с учетом сжимаемости воздуха

$$p_{дин} = \frac{\rho V^2}{2}\left(1 + \frac{M^2}{4} + \frac{M^4}{40}\right). \tag{190}$$

Сумма второго и третьего слагаемых в этом уравнении представляет собой поправку к скоростному напору на сжимаемость воздуха и обозначается буквой ε. Зависимость величины этой по-

правки от скорости движения тела в воздушной среде и температуры этой среды выразится уравнением

$$\varepsilon=\frac{M^2}{4}+\frac{M^4}{40}=\frac{V^2}{1600T}+\frac{V^4}{6400\,000\,T^2}. \qquad (191)$$

Подставляя значение ε в уравнение (190), получим

$$p_{\text{дин}}=\frac{\rho V^2}{2}(1+\varepsilon). \qquad (192)$$

Приняв температуру на уровне моря равной +15° С, что соответствует абсолютной температуре $T=288°$, можно, пользуясь уравнением (191), подсчитать таблицу зависимости поправки на сжимаемость для различных скоростей полета и построить график этой зависимости. В табл. 13 приведены величины поправки ε в % скоростного напора в зависимости от скорости полета.

Таблица 13

V *км/час*	V *м/сек*	M	$\frac{M^2}{4}$	$\frac{M^4}{40}$	ε%
100	27,8	0,082	0,00164	0,00000	0,164
200	55,6	0,163	0,00656	0,00002	0,658
300	83,3	0,244	0,01476	0,00009	1,485
400	111,1	0,326	0,02624	0,00028	2,652
500	138,9	0,408	0,04100	0,00069	4,169
600	166,7	0,490	0,05900	0,00142	6,042
700	194,5	0,571	0,08400	0,0027	8,670
800	222,3	0,652	0,10500	0,0045	10,950
900	250,1	0,772	0,13280	0,0072	14,000
1000	277,9	0,816	0,16400	0,011	17,500

График (фиг. 333), построенный по данным табл. 13, показывает наглядно величины поправки скоростного напора на сжимаемость воздуха в зависимости от скорости полета самолета.

По табл. 13 и фиг. 333 видно, что уже при скорости полета примерно 250 *км/час* величина поправки скоростного напора (динамического давления $p_{\text{дин}}$) на сжимаемость равна 1%, а при скорости 800 *км/час* поправка достигает 11%.

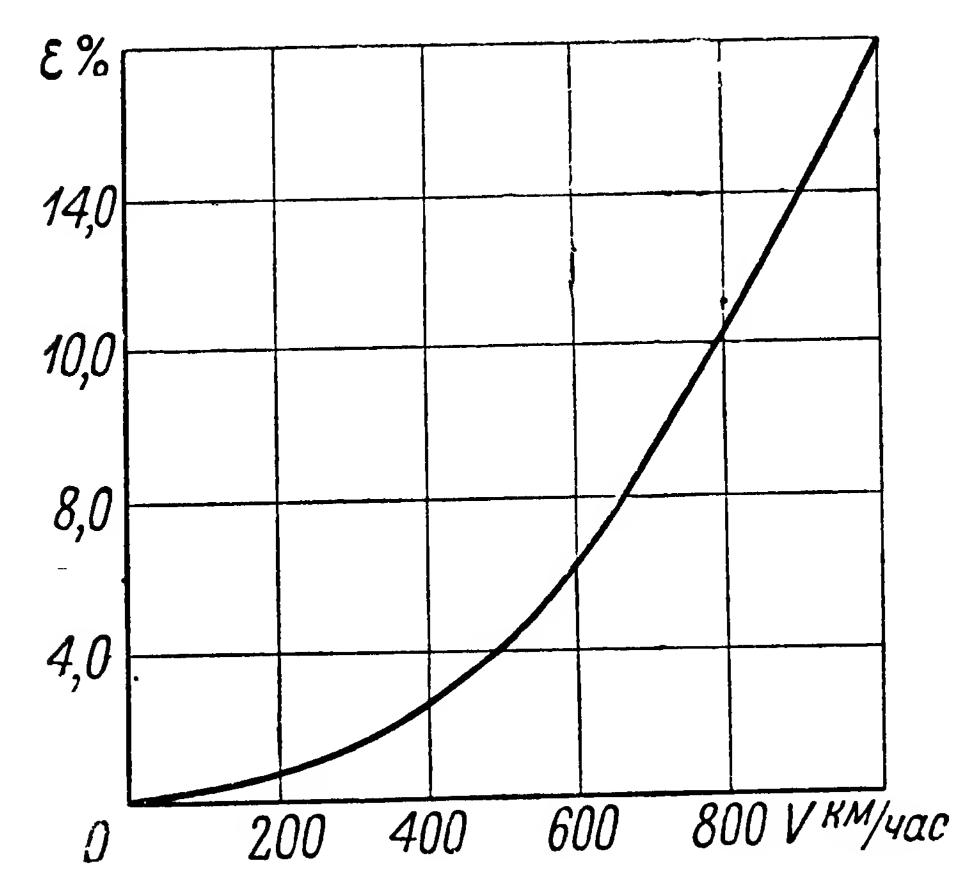
Таким образом, можно считать, что сжимаемость воздуха начинает практически сказываться на величине динамического давления ($p_{\text{дин}}$) при скоростях, превышающих 200 *км/час*.

Градуировка указателей скорости производится с учетом сжимаемости воздуха для стандартных атмосферных условий у Земли (давление $p_{ст}=760$ *мм* рт. ст., температура $20\pm5°$ С). Очевидно, что при значительных отклонениях реальных условий от принятых при градуировке возникнут некоторые погрешности в показаниях прибора, так как поправка на сжимаемость зависит от изменения величин параметров, определяющих физическое состояние атмосферы.

Если прибор градуировался при плотности воздуха ρ_0 и с поправкой на сжимаемость ε_0, соответствующей нормальной температуре T_0, то положение стрелки прибора соответствовало динамическому давлению, определяемому уравнением

$$p_{дин}=\frac{\rho_0 V_{пр}^2}{2}(1+\varepsilon_0),$$

где $V_{пр}$ — приборная скорость полета.



Фиг. 333. График зависимости поправки скоростного напора на сжимаемость при изменении скорости движения.

На высоте H плотность воздуха будет ρ_H, а поправка на сжимаемость вследствие изменения температуры (а с нею и скорости звука) будет также другой и равной ε_H.

При изменившихся плотности и поправке на сжимаемость такое же динамическое давление при полете на высоте H будет при какой-то другой скорости V_H равно

$$p_{дин}=\frac{\rho_H V_H^2}{2}(1+\varepsilon_H).$$

Поскольку $p_{дин}$ то же самое, можно приравнять правые части уравнений, т. е.

$$\frac{\rho_H V_H^2}{2}(1+\varepsilon_H)=\frac{\rho_0 V_{пр}^2}{2}(1+\varepsilon_0).$$

Решая это уравнение относительно V_H, получим

$$V_H=V_{пр}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}\sqrt{\frac{1+\varepsilon_0}{1+\varepsilon_H}}. \qquad (193)$$

В таблице Стандартной Атмосферы даны величины относительной плотности $\frac{\rho_H}{\rho_0}$ и величины $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}=\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$.

Поэтому для удобства пользования целесообразно в выражении (193) заменить величину $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ равной ей величиной $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$, которая

дается в готовом виде в таблице (приложение 1). Произведя замену, получим

$$V_H = V_{\text{пр}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} \sqrt{\frac{1+\varepsilon_0}{1+\varepsilon_H}}. \qquad (194)$$

Из уравнения (194) видно, что показания указателя скорости без высотной коррекции и компенсации погрешности на сжимаемость на различных высотах будут различны, так как они зависят от плотности воздуха и сжимаемости его с изменением высоты полета. Поправка на изменение плотности учитывается в этом уравнении величиной $\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$, а поправка на изменение сжимаемости воздуха в сравнении со сжимаемостью у Земли учитывается величиной $\sqrt{\frac{1+\varepsilon_0}{1+\varepsilon_H}}$. Роль последней поправки в сравнении с поправкой на изменение плотности практически невелика. Так, например, на высоте 11 000 *м* при скорости $V_{\text{пр}}=900$ *км/час* поправка на сжимаемость равна

$$\sqrt{\frac{1+\varepsilon_0}{1+\varepsilon_H}} = \sqrt{\frac{1+0,14}{1+0,185}} = 0,96,$$

т. е. она близка к единице. При полетах с меньшей скоростью и на меньшей высоте эта поправка еще ближе к единице. Поправка же на изменение плотности воздуха на высоте 11 000 *м* достигает величины

$$\frac{1}{\sqrt{\Delta}} = 1,836.$$

Из сопоставления величин этих поправок видно, что поправкой на изменение сжимаемости воздуха при изменении скорости (до 900 *км/час*) и высоты полета можно пренебречь ввиду ее малости и с достаточной для практики точностью считать, что истинная, или точнее — исправленная на изменение плотности, воздушная скорость будет равна

$$V_{\text{испр}} = V_{\text{приб}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}. \qquad (195)$$

Исправленная воздушная скорость равна соответствующей скорости (измеренной с помощью обычного прибора, т. е. без высотной коррекции), умноженной на величину высотной поправки, которая дана в таблице (см. приложение 1).

При скоростях полета свыше 900 *км/час* пренебрегать поправкой на сжимаемость воздуха уже нельзя, так как ее величина при больших скоростях значительно возрастает.

Указатель истинной воздушной скорости

При полетах на больших высотах учет высотной поправки, достигающей весьма значительной величины, которой нельзя пренебрегать, связан с необходимостью вычислений, далеко не всегда осуществимых в условиях полета (например, на самолетах без штурмана). Это потребовало изготовления указателя скорости, в котором высотная поправка учитывается автоматически. Для этого, как видно из уравнения $V_{\text{испр}} = V_{\text{пр}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}$ достаточно в конструкции обычного указателя скорости предусмотреть чувствительный элемент, реагирующий на изменение высоты и соответственно изменяющий передаточное число передаточно-множительного механизма прибора по закону изменения высотной поправки

$$\frac{1}{\sqrt{\Delta}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Роль такого чувствительного элемента может выполнить анероидная коробка, аналогичная той, которая используется в барометрических высотомерах, так как между плотностью воздуха и высотой полета существует определенная зависимость.

Зависимость между высотой полета и высотной поправкой в условиях, соответствующих СА, можно найти, воспользовавшись известным из физики законом, согласно которому массовая плотность (или удельный вес) газа прямо пропорциональна давлению и обратно пропорциональна абсолютной температуре, т. е.

$$\rho_0 = \frac{p_0}{T_0} \quad \text{и} \quad \rho_H = \frac{p_H}{T_H}. \tag{196}$$

Поделив первое уравнение на второе, получим

$$\frac{\rho_0}{\rho_H} = \frac{p_0 T_H}{p_H T_0}. \tag{197}$$

Если извлечь из обеих частей уравнения квадратный корень, то левая часть равенства будет представлять собой высотную поправку, т. е.

$$\frac{1}{\sqrt{\Delta}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = \sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_H T_0}}. \tag{198}$$

В § 26 указано, что для условий, принятых в СА для высот до 11 000 *м*, абсолютная температура и статическое давление выражаются уравнениями

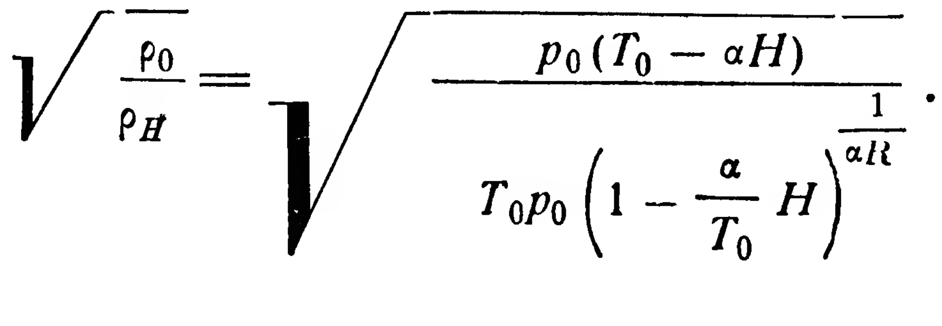
$$T_H = T_0 - \alpha H$$

и

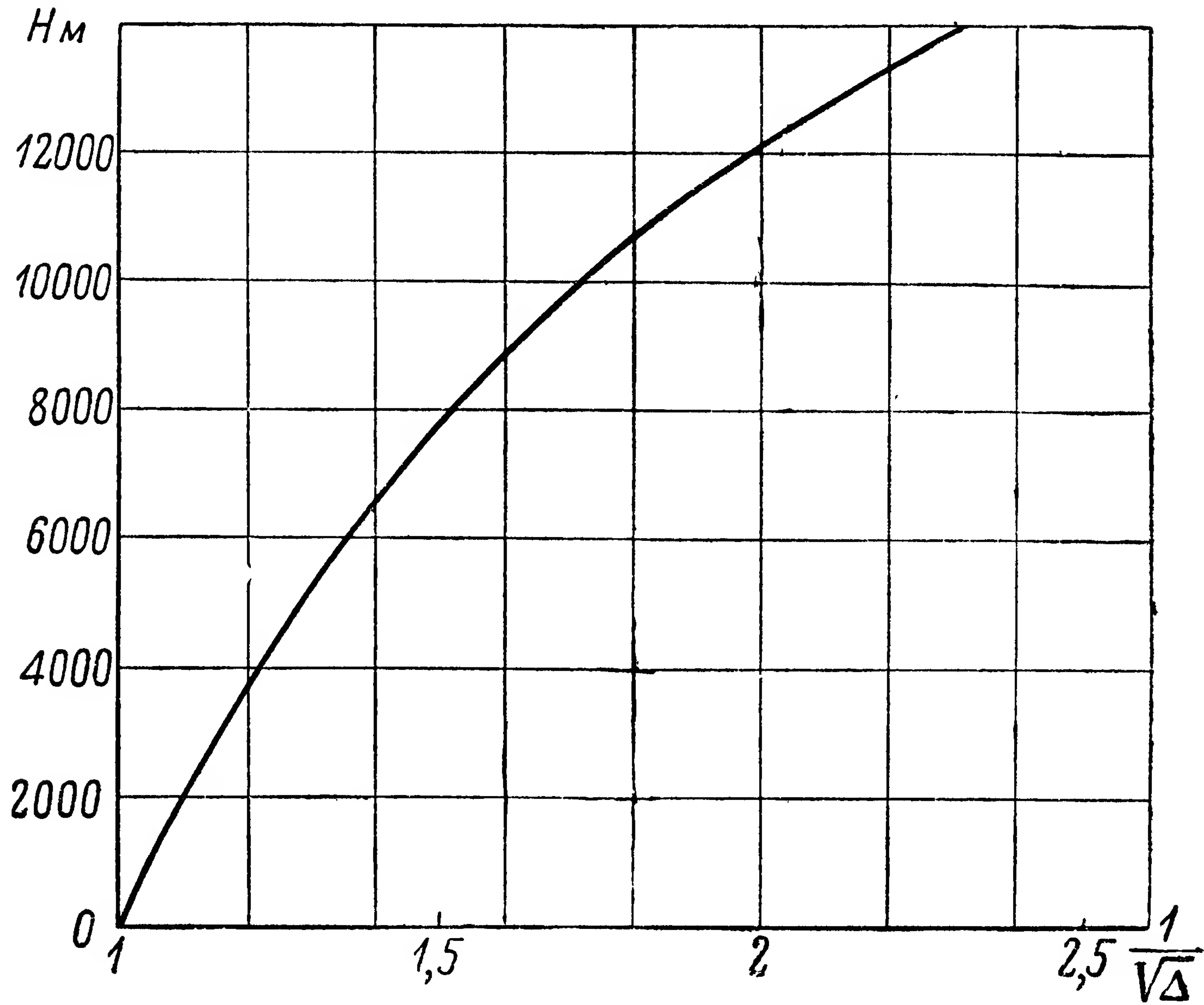
$$p_H = p_0 \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} H\right)^{\frac{1}{\alpha R}},$$

где H — высота полета в пределах до 11 000 *м*;
α — температурный градиент высоты;
p_0 — статическое давление воздуха на уровне моря;
R — газовая постоянная.

Подставив в уравнение (198) вместо давления и температуры их выражения, найдем, что высотная поправка равна



$$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = \sqrt{\frac{p_0(T_0 - \alpha H)}{T_0 p_0 \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} H\right)^{\frac{1}{\alpha R}}}}.$$



Фиг. 334. График зависимости высотной поправки от высоты полета.

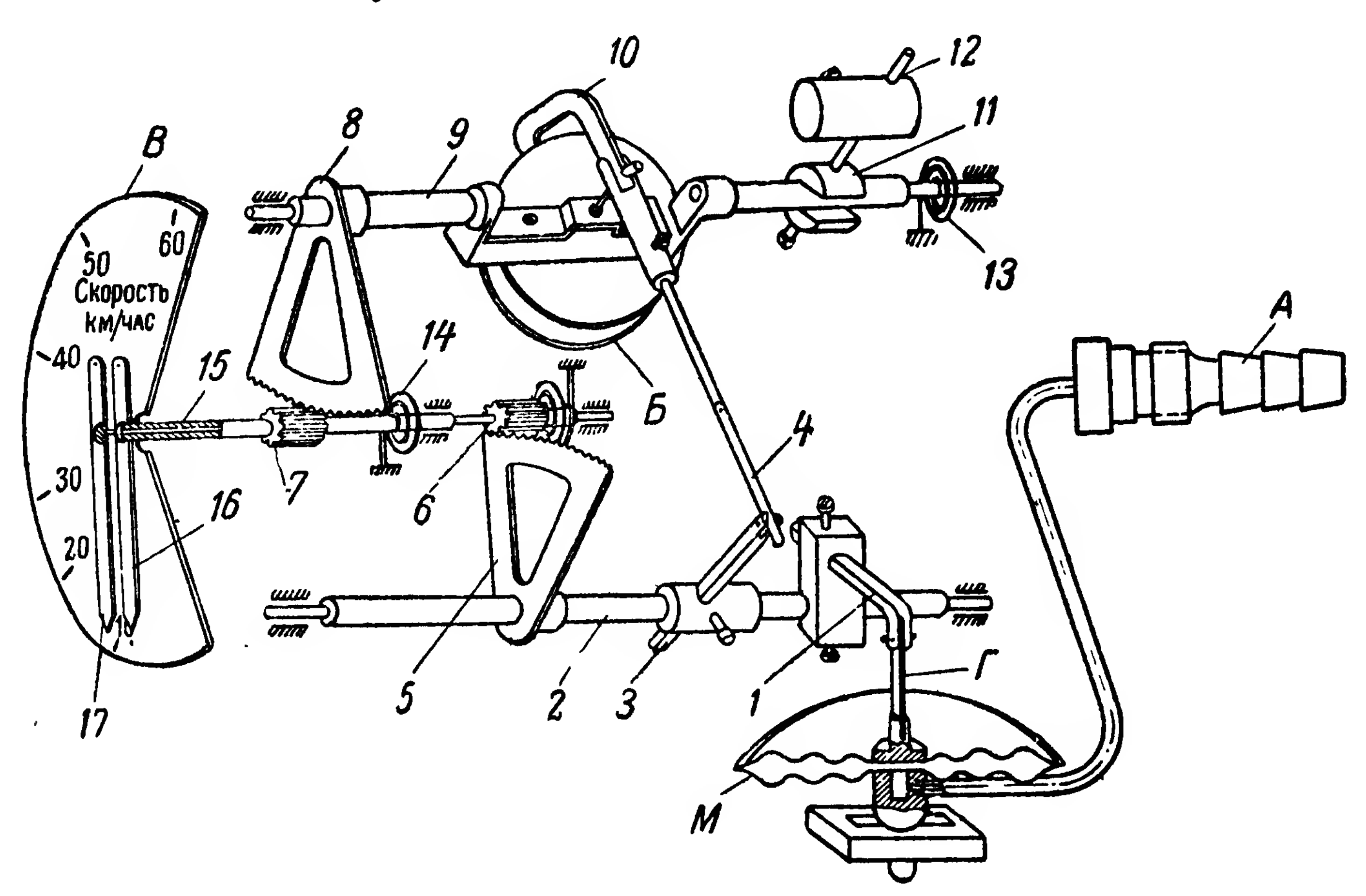
Преобразовав правую часть равенства и освободившись от радикала, получим следующую зависимость между высотной поправкой и высотой:

$$\frac{1}{\sqrt{\Delta}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} H\right)^{\frac{\alpha R - 1}{2\alpha R}}. \tag{199}$$

Наглядно эта зависимость представлена графиком (фиг. 334).

По этому же закону должно изменяться и передаточное число передаточно-множительного механизма прибора, чтобы прибор показывал исправленную (истинную) воздушную скорость с учетом высотной поправки, т. е. $V_{\text{испр}} = V_{\text{пр}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}$.

Кинематическая схема указателя исправленной (истинной) воздушной скорости показана на фиг. 335. Манометрическая коробка *М* под действием разности между полным и статическим давлениями ($p_{дин}=p_{пол}—p_{ст}$) деформируется, благодаря чему соответственно перемещается ее жесткий центр. Перемещение центра передается через тягу *Г* и поводок *1* оси *2*, на которой укреплен поводок *3* и сектор *5*, сцепленный с трибкой *6*. Трибка *6*, получая вращение от сектора *5*, передает его через ось *15* стрелке *17*. Эта часть прибора работает как обычный указатель скорости без высотной компенсации. Ось *2* через поводок *3*, тягу *4* и шарнирно соединенный с тягой изогнутый поводок *10* сообщает вращательное дви-



Фиг. 335. Кинематическая схема указателя истинной воздушной скорости.

М—манометрическая коробка; *Г*—тяга; *Б*—батарея из двух анероидных коробок; *1*—поводок; *2*—некомпенсированная ось сектора; *3*—поводок; *4*—тяга; *5*—сектор некомпенсированной части прибора; *6*—трибка; *7*—трибка компенсированной части прибора; *8*—сектор; *9*—компенсированная ось; *10*—изогнутый поводок; *11*—скоба; *12*—весовой балансир; *13*—спиральная пружина компенсированной оси; *14*—спиральная пружина некомпенсированной оси; *15*—полая ось стрелки, указывающей истинную воздушную скорость; *16*—стрелка истинной воздушной скорости; *17*—стрелка индикаторной скорости.

жение так называемой компенсированной оси *9*, на которой укреплен сектор *8*. Последний через трибку *7* передает движение полой оси *15* и второй стрелке *16*.

Батарея из двух анероидных коробок *Б* представляет собой чувствительный элемент высотного корректора. С подъемом на высоту подвижный центр анероидных коробок *Б* вместе с припаянным к нему концом изогнутого поводка *10* будет перемещаться, благодаря чему второй конец этого поводка, шарнирно соединенный с тягой *4*, будет приближаться к оси *9*, т. е. плечо между тягой *4* и осью *9* будет уменьшаться, а следовательно, будет увеличиваться передаточное число. Характеристика анероидных коробок обеспечивает величину хода центра, пропорциональную изменению высотной поправки с высотой, в соответствии с чем и передаточное число между тягой *4* и осью *9* будет меняться соответственно изменению высотной поправки.

Стрелка *16* будет указывать исправленную (истинную) воздушную скорость.

Противовес *12*, закрепленный на компенсированной оси *9* при помощи скобы *11*, служит для весовой балансировки подвижной системы прибора.

Спиральная пружина *13* («волосок») предназначена для выбирания люфтов в подшипниках оси и в зубчатом зацеплении сектор *8* — трубка *7*.

Кроме рассмотренной высотной погрешности и погрешности на изменение сжимаемости воздуха с увеличением высоты и скорости полета, при измерении скорости полета манометрическим методом имеет место еще так называемая *аэродинамическая погрешность*.

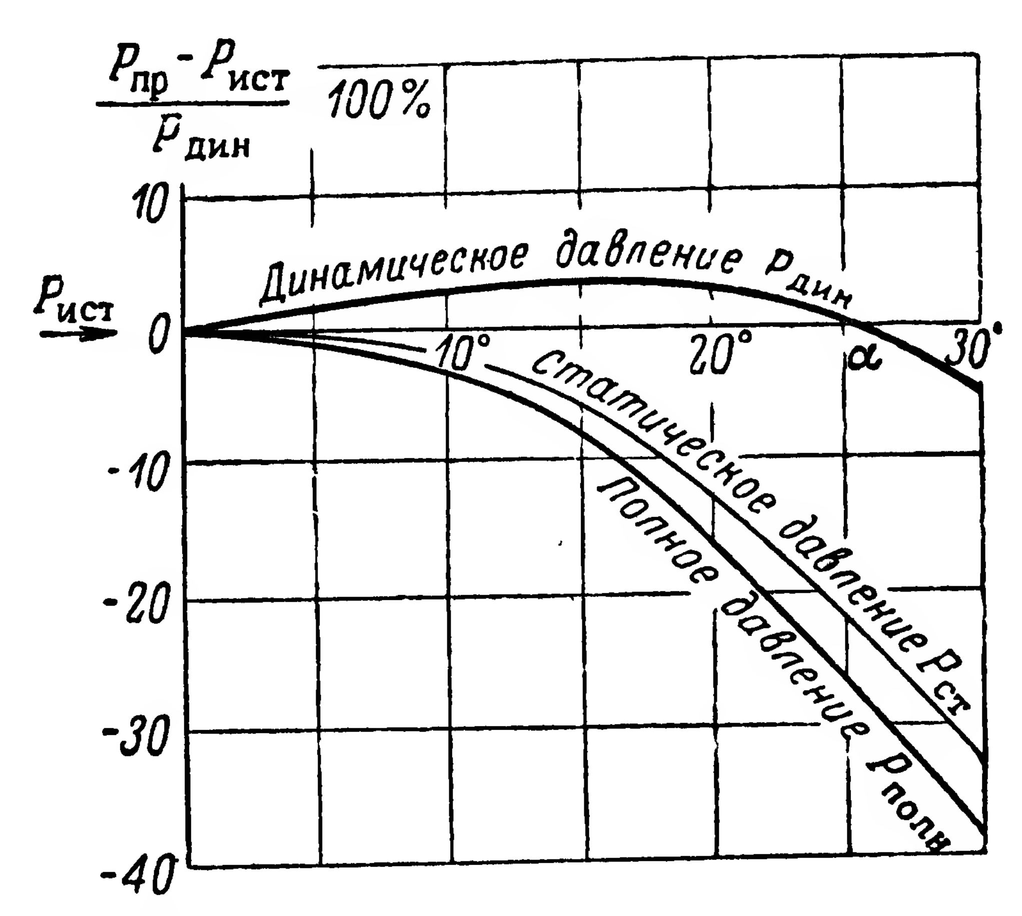
Эта погрешность зависит от точности воспринятия приемником воздушных давлений статического давления воздуха при полете самолета. Многочисленными опытами установлено, что статическое давление на одной и той же высоте полета воспринимается приемником воздушных давлений неодинаково точно, причем величина погрешности зависит от угла атаки, скорости полета, а также от формы и размеров носка ПВД.

У применяемых стандартных приемников воздушных давлений головка полусферическая, с отверстием в носке для замера полного давления ($p_{полн}$) и с отверстиями (или щелями) на поверхности трубки для замера статического давления воздуха, окружающего самолет. При такой форме головки ПВД полное и статическое давления замеряются практически достаточно точно только при малых углах атаки (до $\pm 5°$), а с увеличением углов атаки ПВД дает быстро возрастающие погрешности в сторону занижения истинных давлений. В то же время максимальный требуемый рабочий диапазон углов атаки обычно находится в пределах от $-9°$ до $+20 \div 25°$. Следовательно, приемник воздушных давлений с носком полусферической формы и прорезями, расположенными на поверхности, не обеспечивает точности воспринятия давлений на всем требуемом диапазоне углов атаки.

На фиг. 336 показана характеристика стандартного приемника воздушных давлений. При углах атаки, превышающих 5°, статическое и полное давления, воспринимаемые ПВД, значительно отклоняются от истинных величин. Так, например, при угле атаки, равном $15 \div 18°$, статическое давление отличается от фактического на 10%, а полное давление на $13 \div 14\%$.

При такой характеристике ПВД (т. е. когда погрешности статического и полного давлений имеют один и тот же знак) динамическое давление отличается от истинного на величину разности между погрешностью воспринятия полного давления и погрешностью воспринятия статического давления. Поскольку в данном случае погрешности $p_{ст}$ и $p_{полн}$ одного знака, погрешность динамического давления $p_{дин}$ составит 3—4% при угле атаки 15—18°. Этой величиной и определяется аэродинамическая погрешность указателя скорости при данном угле атаки.

Но в статическую систему приемника воздушных давлений, кроме указателя скорости, включены и другие приборы, в частности, высотомер, аэродинамическая погрешность которого пропорциональна только погрешности воспринятия статического давления. Поэтому характеристика ПВД, показанная на фиг. 336, обеспечивая небольшую аэродинамическую погрешность указателя скорости, в то же время при значительных углах атаки вызывает большие аэродинамические погрешности в показаниях высотомера, достигающие нескольких сот метров.



Фиг. 336. Характеристика приемника воздушных давлений.

Номограмма аэродинамических поправок к указателю скорости и к высотомеру изображена на фиг. 337. По фиг. 337 видно, что с ростом скорости величина аэродинамической поправки к показаниям указателя скорости уменьшается, и, например, при разности в 2 *мм* рт. ст. между фактическим статическим давлением и давлением, воспринимаемым приемником воздушных давлений, аэродинамическая погрешность указателя скорости при $V_{пр}=300$ *км/час* равна ± 10 *км/час,* а при скорости $V_{пр}=600$ *км/час* погрешность составляет ± 4 *км/час*. При еще больших скоростях аэродинамическая поправка к указателю скорости делается еще меньше.

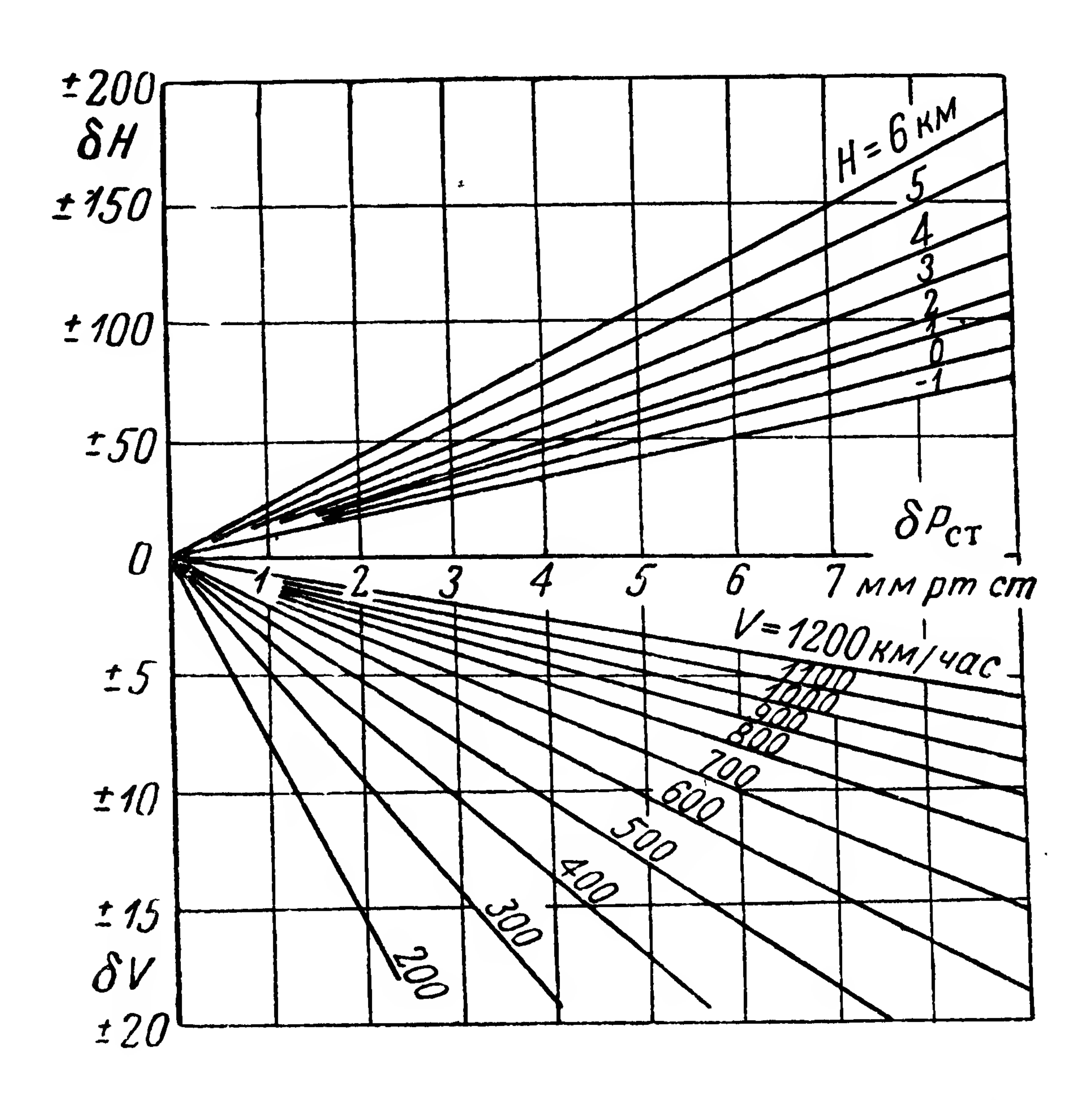
В то же время аэродинамическая погрешность высотомера при тех же условиях на высоте 6000 *м* достигает ± 50 *м*.

Указанные недостатки приемника воздушных давлений с полусферической головкой, которая, искажая обтекающий ее воздушный поток, дает значительные погрешности в замере полного и статического давлений, вынуждают искать способов устранения этих недостатков. В последнее время вместо ПВД, предназначенных для одновременного замера полного и статического давлений (комбинированных ПВД), переходят к применению раздельных приемников

полного и статического давлений. При этом приемник полного давления устанавливается в зоне максимального воздушного напора, а приемник статического давления — в зоне невозмущенного воздуха.

В качестве приемников полного давления применяются трубки с прямым обрезом (фиг. 338). Приемник полного давления, изображенный на фиг. 338, имеет приемную камеру *1*, воспринимающую полное давление $p_{полн}$ набегающего воздушного потока. Из камеры *1* давление передается через трубку *2* в камеру *19*, откуда оно поступает через трубопровод *20* и штуцер *4* в полость манометрической коробки указателя скорости.

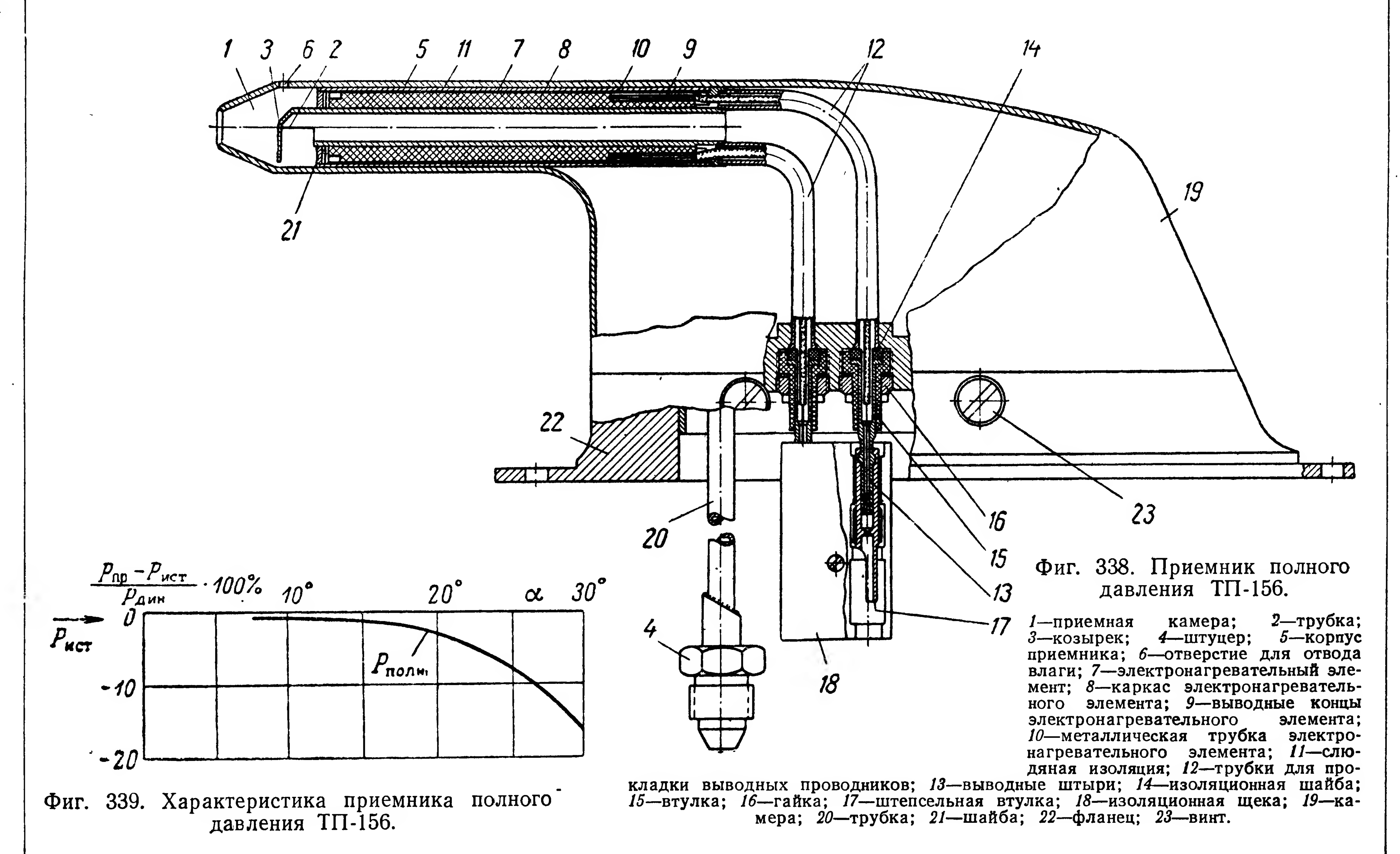
В стенке корпуса *5* приемной камеры имеется отверстие *6* для отвода влаги, попадающей вместе с воздухом.



Фиг. 337. Номограмма аэродинамических поправок к указателю скорости и к высотомеру.

Приемник полного давления снабжен обогревательным элементом, состоящим из керамического каркаса *8* с намотанным на нем проволочным сопротивлением. Обогревательный элемент помещен в металлическую трубку *10*, закрытую со стороны приемной камеры шайбой *21*.

Характеристика такого приемника полного давления изображена на фиг. 339. При углах атаки до 15° приемник полного давления почти точно воспринимает полное давление ($p_{полн}$), а при угле атаки, равном 20°, погрешность составляет около 3% в сторону занижения.



Фиг. 338. Приемник полного давления ТП-156.

1—приемная камера; *2*—трубка; *3*—козырек; *4*—штуцер; *5*—корпус приемника; *6*—отверстие для отвода влаги; *7*—электронагревательный элемент; *8*—каркас электронагревательного элемента; *9*—выводные концы электронагревательного элемента; *10*—металлическая трубка электронагревательного элемента; *11*—слюдяная изоляция; *12*—трубки для прокладки выводных проводников; *13*—выводные штыри; *14*—изоляционная шайба; *15*—втулка; *16*—гайка; *17*—штепсельная втулка; *18*—изоляционная щека; *19*—камера; *20*—трубка; *21*—шайба; *22*—фланец; *23*—винт.

Фиг. 339. Характеристика приемника полного давления ТП-156.

Измерение числа М

С приближением скорости полета к скорости звука условия полета существенно изменяются: уменьшается подъемная сила и центр аэродинамического давления сдвигается назад, возрастает сопротивление воздушной среды движению самолета. Все это приводит к резкому изменению управляемости самолета и к так называемому волновому кризису.

Для правильного пилотирования при полетах на околозвуковых скоростях летчику необходимо следить за тем, чтобы скорость не выходила за пределы величины, допускаемой для самолета данного типа.

Для этой цели самолет, рассчитанный на большие скорости полета, снабжается прибором, называемым указателем числа М. Устройство этого прибора основано на том же принципе, что и устройство указателя истинной воздушной скорости, отличаясь от него градуировкой шкалы, которая выполнена в единицах числа М, т. е. в отвлеченных единицах отношения

$$M = \frac{V}{v_{зв}} \approx \frac{V}{20\sqrt{T}}.$$

Таким образом, это число зависит от двух величин: от воздушной скорости движения самолета и от абсолютной температуры воздуха.

Если механизм, применяемый в указателе истинной воздушной скорости, использовать для указателя числа М, градуировав шкалу в единицах числа М для какой-либо определенной температуры, то получим прибор, с помощью которого можно измерять эти числа.

Кинематическая схема указателя числа М показана на фиг. 340. Легко видеть, что устройство этого прибора ничем не отличается от устройства указателя истинной воздушной скорости за исключением того, что шкала его градуирована в единицах числа М.

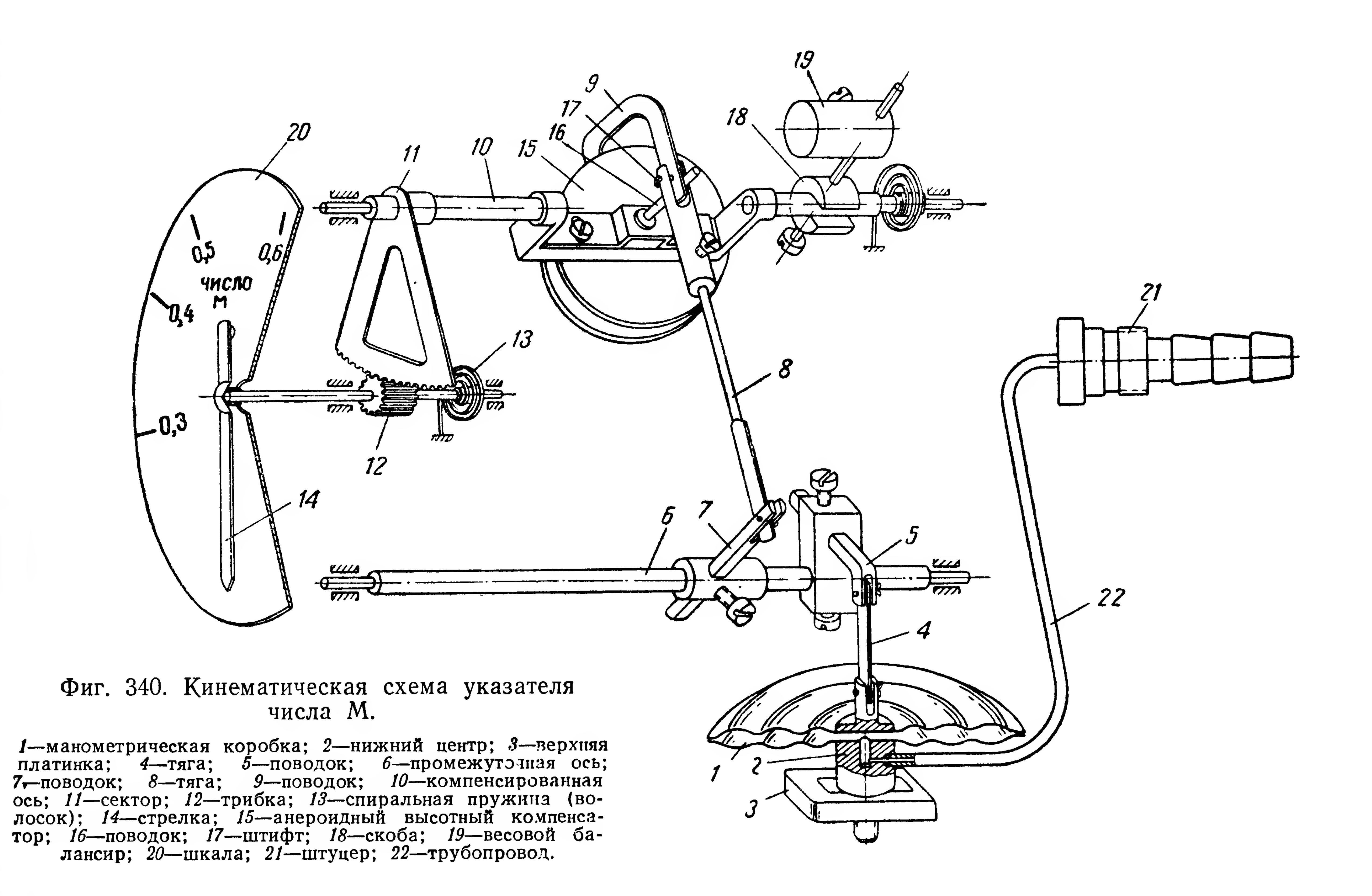
§ 28. ИЗМЕРЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Во время полета самолет может перемещаться не только в горизонтальной, но и в вертикальной плоскости. Скорость увеличения или уменьшения высоты полета, или, иначе говоря, скорость подъема или снижения, называется *вертикальной скоростью полета.*

Для измерения вертикальной скорости полета на самолетах применяется прибор, называемый *вариометром.* Шкала этого прибора обычно градуируется в *м/сек.*

Действие вариометра основано на принципе измерения разности между статическим давлением атмосферы, окружающей самолет, и давлением внутри сосуда, сообщающегося с атмосферой через капиллярную трубку.

Принципиальная схема вариометра, применяемого в настоящее время на самолетах, изображена на фиг. 341. Упругим чувствительным элементом такого прибора служит манометрическая коробка *1,* которая состоит из очень тонких мембран, способных заметно про-

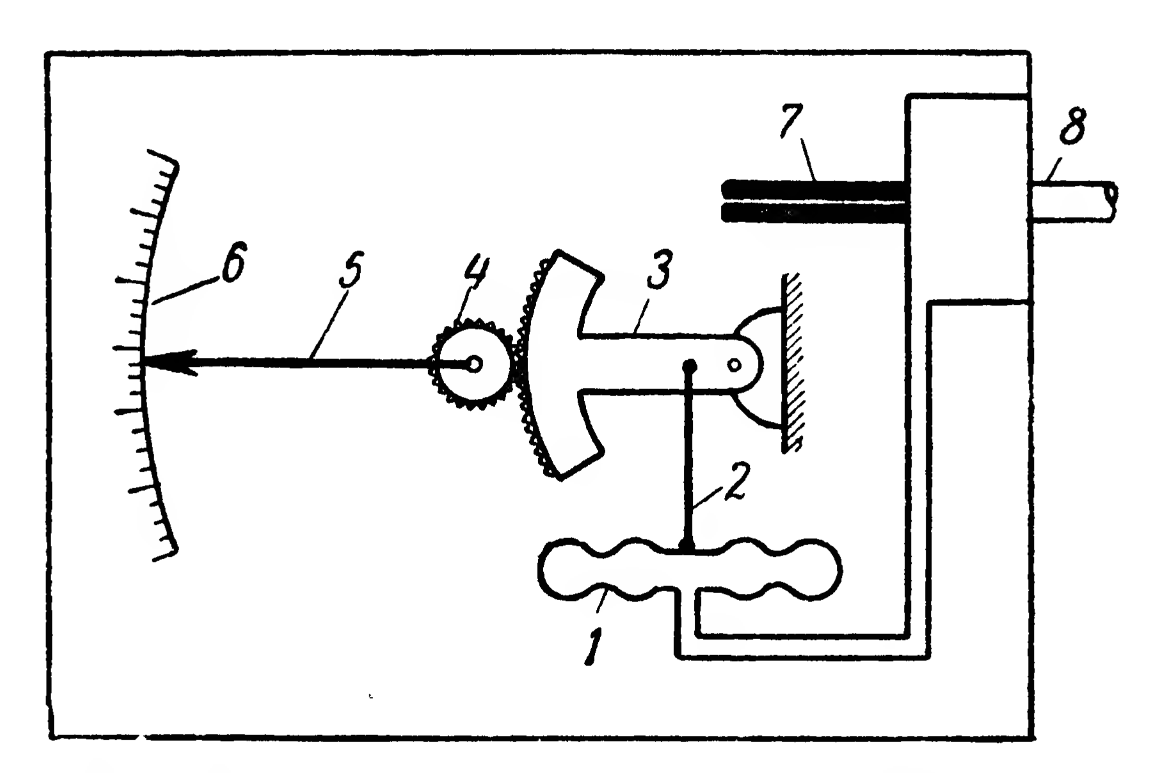


Фиг. 340. Кинематическая схема указателя числа М.

1—манометрическая коробка; *2*—нижний центр; *3*—верхняя платинка; *4*—тяга; *5*—поводок; *6*—промежуточная ось; *7*—поводок; *8*—тяга; *9*—поводок; *10*—компенсированная ось; *11*—сектор; *12*—трибка; *13*—спиральная пружина (волосок); *14*—стрелка; *15*—анероидный высотный компенсатор; *16*—поводок; *17*—штифт; *18*—скоба; *19*—весовой балансир; *20*—шкала; *21*—штуцер; *22*—трубопровод.

гибаться при незначительных изменениях давлений. Движение верхнего жесткого центра манометрической коробки передается с помощью тяги *2* зубчатому сектору *3*, сцепленному с трибкой *4*. Стрелка *5*, укрепленная на одной оси с трибкой *4*, указывает по шкале *6* скорость подъема или снижения самолета.

Если самолет летит строго горизонтально, то атмосферное (статическое) давление внутри манометрической коробки *1* и давление внутри корпуса прибора (при условии хорошей герметичности корпуса) будут одинаковы и, следовательно, разность между этими давлениями равна нулю. В этот момент мембраны манометрической коробки находятся в состоянии равновесия: указывающая стрелка прибора установится на нулевой отметке шкалы.



Фиг. 341. Принципиальная схема вариометра.

1—манометрическая коробка; *2*—тяга; *3*—сектор; *4*—трибка; *5*—указывающая стрелка; *6*—шкала; *7*—капилляр; *8*—приемный штуцер.

При увеличении или уменьшении высоты полета статическое давление атмосферы, окружающей самолет, изменяется по закону, изложенному в § 27 [см. выражения (178) и (179)].

На высотах до 11 000 *м*

$$p_{\text{ст}} = p_0 \left(1 - \frac{\alpha}{T_0} H\right)^{\frac{1}{\alpha R}}$$

и на высотах более 11 000 *м*

$$p_{\text{ст}} = p_{11} e^{-\frac{H-11\,000}{T_{11} R}}.$$

Эти уравнения выражают зависимость статического давления от высоты, при условии, что изменения температуры по высоте соответствуют принятым в СА.

Предположим, что самолет, летящий строго горизонтально на некоторой высоте H_1, которой соответствует статическое давление p_1, поднимается выше и через одну секунду достигает высоты H_2, которой соответствует статическое давление p_2. Так как манометрическая

коробка сообщается со статической камерой ПВД через трубку большого сечения, то в полости манометрической коробки почти мгновенно установится давление p_2, соответствующее новой высоте полета.

В то же время в корпусе прибора, полость которого соединяется со статической камерой ПВД через капилляр, давление не успеет измениться с такой скоростью, с какой оно меняется внутри манометрической коробки, и будет некоторое время приблизительно равно первоначальному давлению p_1. Из уравнений (178) и (179), определяющих величину статического давления в зависимости от высоты, следует, что меньшей высоте соответствует большее давление и наоборот. Поэтому при подъеме разность давлений p_1 и p_2 заставит мембраны манометрической коробки сжиматься, и указывающая стрелка прибора установится на отметке шкалы, соответствующей высоте, на которую самолет поднялся за 1 сек. При спуске самолета разность давлений направлена противоположно, манометрическая коробка будет расширяться, и стрелка прибора укажет скорость снижения самолета.

Зависимость между разностью давлений и вертикальной скоростью полета самолета выражается следующим уравнением:

$$\Delta p = V_{\text{верт}} \frac{128\mu l Q}{a\pi d^4}, \tag{200}$$

где Δp — разность давлений в *мм* вод. ст.;
$V_{\text{верт}}$ — вертикальная скорость самолета в *м/сек*;
μ — коэффициент вязкости воздуха в *кг сек/м²*;
l — длина капилляра в *м*;
Q — свободный объем внутри корпуса прибора в *м³*;
a — коэффициент, зависящий от температуры воздуха, окружающего самолет, от температуры капилляра и температуры воздуха внутри корпуса прибора. У земли при температуре воздуха $T_0 = 288°$ коэффициент $a = 8430$;
d — внутренний диаметр капилляра в *м*.

Уравнение (200) показывает, что при условии постоянства выражения $\frac{128\mu l Q}{a\pi d^4}$ зависимость между разностью давлений, действующих на манометрическую коробку прибора, и вертикальной скоростью подъема или снижения прямо пропорциональна. Но входящие в уравнение (200) величины μ и a не являются постоянными величинами, а зависят от физического состояния атмосферы, изменяющегося в свою очередь с изменением высоты.

Коэффициент μ, характеризующий вязкость воздуха, зависит от температуры последнего и определяется уравнением

$$\mu = 10^{-6} \cdot 1{,}712 \sqrt{1 + 0{,}03665 t°} (1 + 0{,}0008 t°)^2, \tag{201}$$

где $t°$ — температура окружающей самолет атмосферы в °C.

Коэффициент a тоже зависит от температуры воздуха и определяется уравнением

$$a = \frac{RT_0 T_H}{T_к}, \qquad (202)$$

где R — газовая постоянная, равная 29,27;

T_0 — абсолютная температура воздуха внутри корпуса прибора;

T_H — абсолютная температура воздуха, окружающего самолет;

$T_к$ — абсолютная температура капилляра.

При существующей конструкции вариометра (капилляр находится внутри прибора) с достаточной степенью точности можно принять $T_к = T_0$. При таком условии зависимость коэффициента a от температуры примет вид

$$a = RT_H. \qquad (203)$$

Таким образом, прибор (вариометр), основанный на принципе измерения разности давлений, определяемой уравнением (200), будет показывать истинную вертикальную скорость полета самолета только на тех высотах, на которых коэффициенты μ и a соответствуют номинальным условиям градуировки (или регулировки) прибора.

Вариометры обычно регулируются при условиях, соответствующих высоте 3500—3700 *м* по СА.

На всех других высотах, на которых температура воздуха отличается от той, при которой регулировался вариометр, последний будет иметь методическую погрешность. Величина этой погрешности зависит от степени отклонения фактической температуры от номинальной, т. е. той, при которой производилось регулирование прибора.

Если вариометр регулировался в условиях, которым соответствовали некоторые величины коэффициентов μ_0 и a_0, то разность давлений для какой-либо скорости $V_{0\,верт}$ будет равна

$$\Delta p = V_{0верт} \frac{128 \mu_0 l Q}{a_0 \pi d^4}.$$

В случае если полет совершается в условиях, которым соответствуют другие величины коэффициентов μ_1 и a_1, то та же разность статических давлений будет создаваться при иной вертикальной скорости $V_{1\,верт}$, т. е.

$$\Delta p = V_{1верт} \frac{128 \mu_1 l Q}{a_1 \pi d^4}.$$

Разделив второе уравнение на первое и произведя некоторые преобразования, получим

$$\frac{V_{1верт}}{V_{0верт}} = \frac{a_1 \mu_0}{a_0 \mu_1}, \qquad (204)$$

откуда

$$V_{1верт} = V_{0верт} \frac{a_1 \mu_0}{a_0 \mu_1}. \qquad (205)$$

Пользуясь уравнением (204), можно определить относительную погрешность показаний вариометра, а по уравнению (205) вычислить абсолютную величину погрешности.

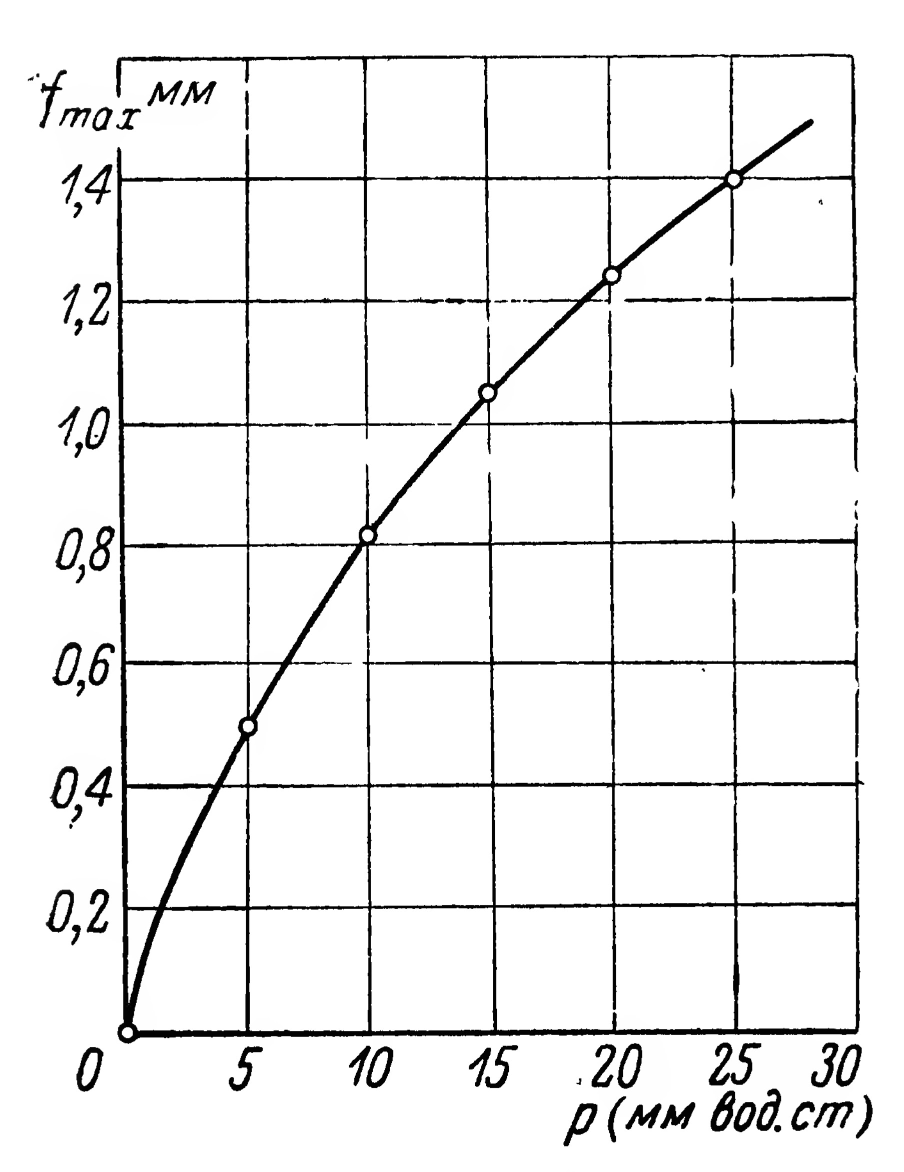
Так, например, согласно СА для высоты $H=7000$ *м* температура воздуха $t^\circ = -30{,}5^\circ$ С и абсолютная температура $T_H = 242{,}5^\circ$. Коэффициенты μ и a для этой высоты равны

$$\mu_1 = 1{,}54 \cdot 10^{-6} \quad \text{и} \quad a_1 = 0{,}221.$$

Для высоты 3500 *м* коэффициент $\mu_0 = 1{,}67 \cdot 10^{-6}$ и $a_0 = 8742$.

Относительная погрешность показаний вариометра равна

$$\frac{V_{1верт}}{V_{0верт}} = \frac{9221 \cdot 1{,}67 \cdot 10^{-6}}{8742 \cdot 1{,}54 \cdot 10^{-6}} = 1{,}14.$$



Фиг. 342. Характеристика манометрической коробки вариометра.

Это значит, что на высоте 7 000 *м* вариометр, отрегулированный для высоты 3 500 *м*, будет показывать вертикальную скорость меньше фактической на 14%. Так, если на высоте 7000 *м* при снижении или подъеме самолета по показаниям вариометра $V_{0верт} = 30$ *м/сек*, то фактическая скорость равна

$$V_{1верт} = 30 \cdot 1{,}14 = 34{,}2 \text{ м/сек.}$$

Рассмотренный пример показывает, что методическая погрешность в показаниях вариометра может достигать значительной абсолютной величины, особенно при больших скоростях подъема или снижения. Так как изменения температуры воздуха в зависимости от высоты часто не соответствуют принятым в СА, то методическая погрешность может быть еще больше.

В настоящее время для уменьшения методической погрешности вариометры изготовляют с затухающими шкалами (вариометры ВАР-30-3, ВАР-75-3).

Однако даже при значительной методической погрешности вариометр благодаря очень высокой чувствительности к изменению высоты полета является весьма ценным прибором: он позволяет контролировать горизонтальность полета и с достаточной точностью измерять скорость подъема или снижения самолета.

Чувствительность прибора определяется характеристикой манометрической коробки, применяемой в вариометре. На фиг. 342 показана характеристика манометрической коробки, применяемой в вариометре с диапазоном измерений до 30 *м/сек*. Из этой характеристики видно, что при изменении статического давления на

5 *мм* вод. ст. манометрическая коробка уже прогибается до 0,5 *мм,* что вызывает заметное перемещение стрелки прибора.

Кроме рассмотренной методической погрешности, вариометр имеет еще погрешность, выражающуюся в запаздывании показаний при изменении режима полета (при переходе от режима подъема или снижения к режиму горизонтального полета).

Эта погрешность связана с тем, что для выравнивания давлений в корпусе прибора и в полости манометрической коробки требуется некоторый промежуток времени. Длительность этого промежутка зависит от величины внутреннего диаметра капилляра, его длины, величины свободного объема корпуса и от плотности атмосферы, окружающей самолет, т. е. от высоты полета.

§ 29. ИЗМЕРЕНИЕ КУРСА МАГНИТНЫМ СПОСОБОМ

Приборы, применяемые на самолете для определения курса, называются компасами. Курсом полета называется угол, заключенный между продольной осью самолета и северным направлением географического или магнитного меридианов. Угол между продольной осью самолета и географическим меридианом определяет *истинный* курс полета. Угол между продольной осью самолета и магнитным меридианом определяет *магнитный* курс полета.

В настоящее время наряду с магнитными компасами применяются некоторые другие компасы, устройство и действие которых основаны на принципах, отличных от принципа устройства и действия магнитного компаса. Так, например, существуют и применяются астрокомпасы, действие которых основано на принципе измерения углов, определяющих положение самолета относительно небесного светила; индукционные компасы, в которых в качестве ориентирующей силы используется магнитное поле Земли, но в которых в отличие от собственно магнитных компасов отсутствует подвижная магнитная система; радиокомпасы и радиолокационные навигационные приборы, с помощью которых можно определять направление полета самолета относительно приводных радиостанций, радиомаяков и пр.

Несмотря на такое обилие технических средств, позволяющих определять направление полета, магнитный компас, применяющийся в авиации почти с момента ее возникновения, занимает и по настоящее время прочное место в числе основных навигационных приборов. Объясняется это простотой конструкции и полной независимостью работы магнитного компаса от каких-либо источников энергии (электрической, пневматической и т. п.) на самолете.

Первый авиационный магнитный компас был разработан русским ученым И. П. Колонгом для самолета А. Ф. Можайского. Таким образом, наша страна является родиной компасной навигации в воздухоплавании. Компас И. П. Колонга, несмотря на его вполне естественные для того времени конструктивные недостатки, содержал все основные элементы конструкции современных магнитных авиационных компасов. Таким образом, разработанный И. П. Колонгом компас, подвергаясь в последующем конструктивным усовершен-

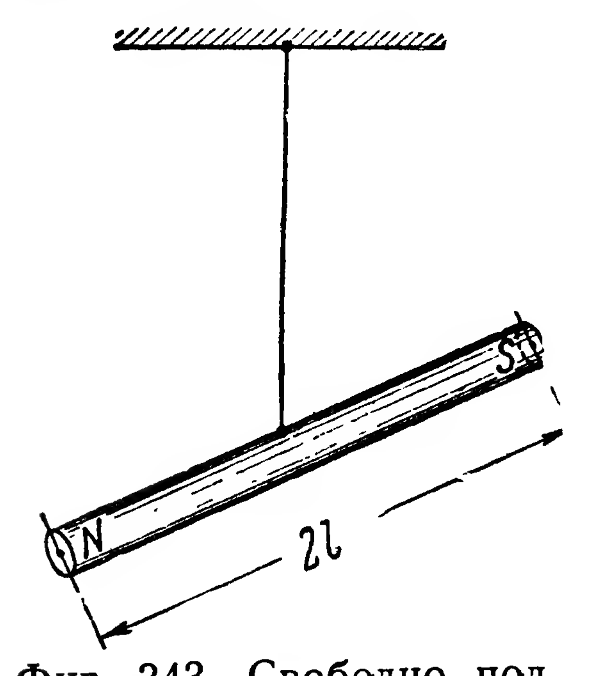
ствованиям, не претерпел принципиальных изменений в тех элементах, которые связаны с принципом действия, положенным в основу устройства этого прибора. Первые авиационные компасы с камерой температурной компенсации расширения компасной жидкости были созданы Главной физической обсерваторией.

Прежде чем ознакомиться с принципом действия, недостатками и достоинствами магнитного компаса, необходимо знать некоторые свойства земного магнетизма.

Краткие сведения о земном магнетизме

Как уже говорилось в § 11, некоторые тела обладают магнитными свойствами, которые проявляются в виде механической силы, возникающей при нахождении вблизи такого тела другого тела, намагниченного или способного к намагничиванию.

Если тело намагничено, то вокруг него существует магнитное поле. Если внести в это поле другую магнитную массу, эта последняя будет притягиваться или отталкиваться, в зависимости от того, одноименны или разноименны полюса магнитов.



Фиг. 343. Свободно подвешенный магнитный стержень.

Для устройства приборов, в частности, магнитных компасов, работающих на принципе использования магнитного поля Земли, применяют магниты, изготовленные из специальных сортов стали, которые способны длительное время сохранять свои магнитные свойства, т. е. обладают большой *коэрцитивной силой.*

Опытами установлено, что магнитное поле вокруг любого магнита неоднородно: оно имеет максимальное напряжение у концов магнита, *называемых полюсами;* по мере удаления от полюсов напряжение магнитного поля уменьшается.

Если продолговатый магнит подвесить свободно в горизонтальном положении, то он повернется так, что один конец его укажет на север, а другой на юг. Условились называть конец, обращенный к северу, *северным полюсом* магнита, а обращенный к югу — *южным полюсом.* Для свободно подвешенного магнитного стержня, находящегося в магнитном поле другого магнита, характерными являются:

1. *Магнитный момент,* представляющий собой произведение величины магнитной массы одного из полюсов на расстояние между полюсами (фиг. 343), т. е.

$$M=2ml,$$

где M — магнитный момент;

m — магнитная масса одного из полюсов магнита;

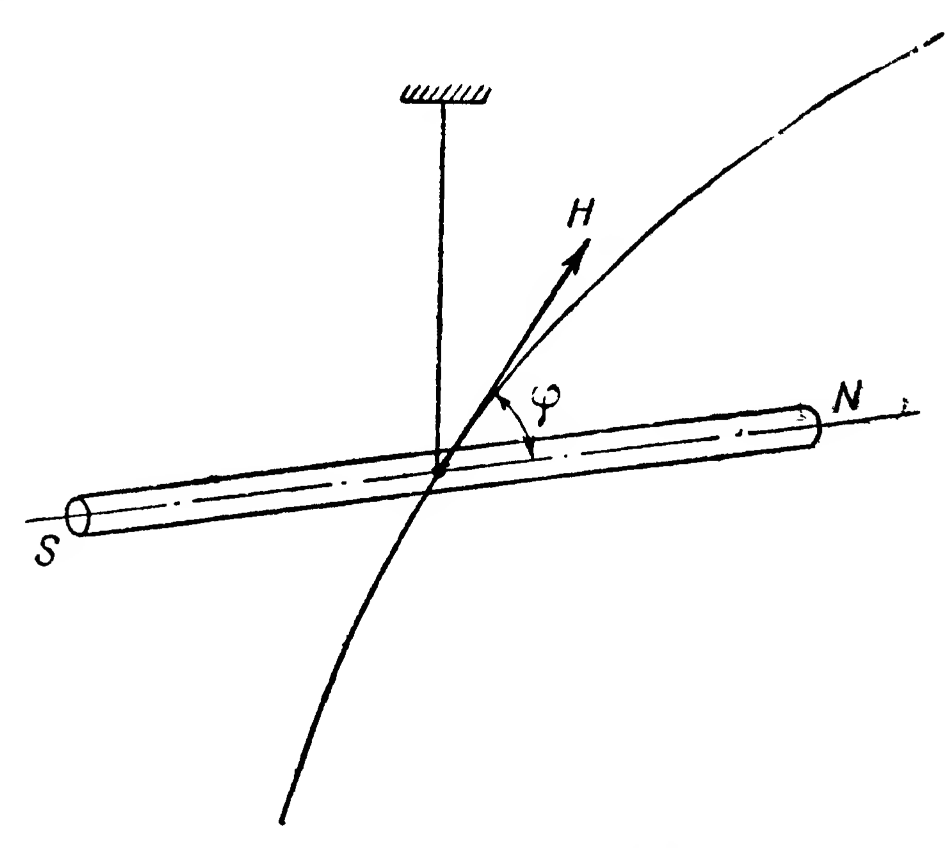
$2l$ — расстояние между полюсами магнита.

Размерность магнитного момента $[M]=L^{5/2}\cdot M^{1/2}T^{-1}$.

2. *Вращающий момент магнита,* равный произведению магнитного момента M на напряженность H магнитного поля, в которое помещен данный магнит, и на синус угла φ между продольной осью магнита и направлением силовых линий поля (фиг. 344), т. е.

$$M_{вр}=MH\sin\varphi=2mlH\sin\varphi. \qquad (206)$$

При угле $\varphi=90°$ вращающий момент достигает максимума и равен $M_{вр}=MH$.



Фиг. 344. Продольная ось свободно подвешенного магнита составляет угол φ с вектором напряженности магнитного поля Земли.

Применяемые в приборах магниты изготовляют путем намагничивания специальных сплавов в сильном магнитном поле. Магнетизм, оставшийся в куске металла, называют *остаточным магнетизмом*. Величина остаточного магнетизма характеризуется *степенью намагничения,* которая представляет собой отношение величины магнитного момента намагниченного куска к его объему.

Степень намагничения

$$\frac{M}{V},$$

где M — магнитный момент магнита;
V — объем магнита.

Для магнитов, применяемых в магнитных компасах, важно, чтобы коэрцитивная сила, т. е. способность длительное время сохранять остаточный магнетизм, была по возможности максимальной. В табл. 14 приведены величины коэрцитивной силы для некоторых сортов сталей.

Таблица 14

Сорт стали	Величина коэрцитивной силы в эрстедах
Кобальтовая сталь (36% Co)	227
Кобальтовая сталь (10% Co)	70
Никельалюминиевая сталь (10–49% Ni; 1–20% Al)	700
Платинокобальтовые сплавы	4000
Твердая сталь (0,99% C) отожженная	7,5
Твердая сталь (0,99% C) закаленная	48,6

По табл. 14 видно, что наибольшей коэрцитивной силой обладают платинокобальтовые сплавы.

Необходимо иметь в виду, что в процессе эксплуатации магнитов коэрцитивная сила с течением времени уменьшается, вследствие чего через некоторое время магнит перестает удовлетворять предъявляемым к нему требованиям. На величину магнитного момента магнита наиболее отрицательно влияют изменения температуры окружающей среды и тряска (вибрация), обычные при эксплуатации авиационных компасов на самолете. Уменьшение магнитного момента картушки магнитного компаса внешне проявляется в понижении чувствительности компаса и в увеличении так называемого угла застоя.

Земной магнетизм

Земной шар представляет собой большой естественный магнит, что подтверждается поведением подвижной магнитной стрелки компаса, которая всегда устанавливается своими концами в определенном направлении — на юг и север. Полюс Земли, в котором сосредоточен южный магнетизм, называется *северным магнитным полюсом*, а полюс, в котором сосредоточен северный магнетизм,— *южным магнитным полюсом*.

Магнитные полюса Земли, располагаясь вблизи географических полюсов, находятся не на поверхности Земли, а на некоторой глубине (фиг. 345). Проекции магнитных полюсов на поверхности

Земли находятся в пунктах, определяемых следующими координатами:

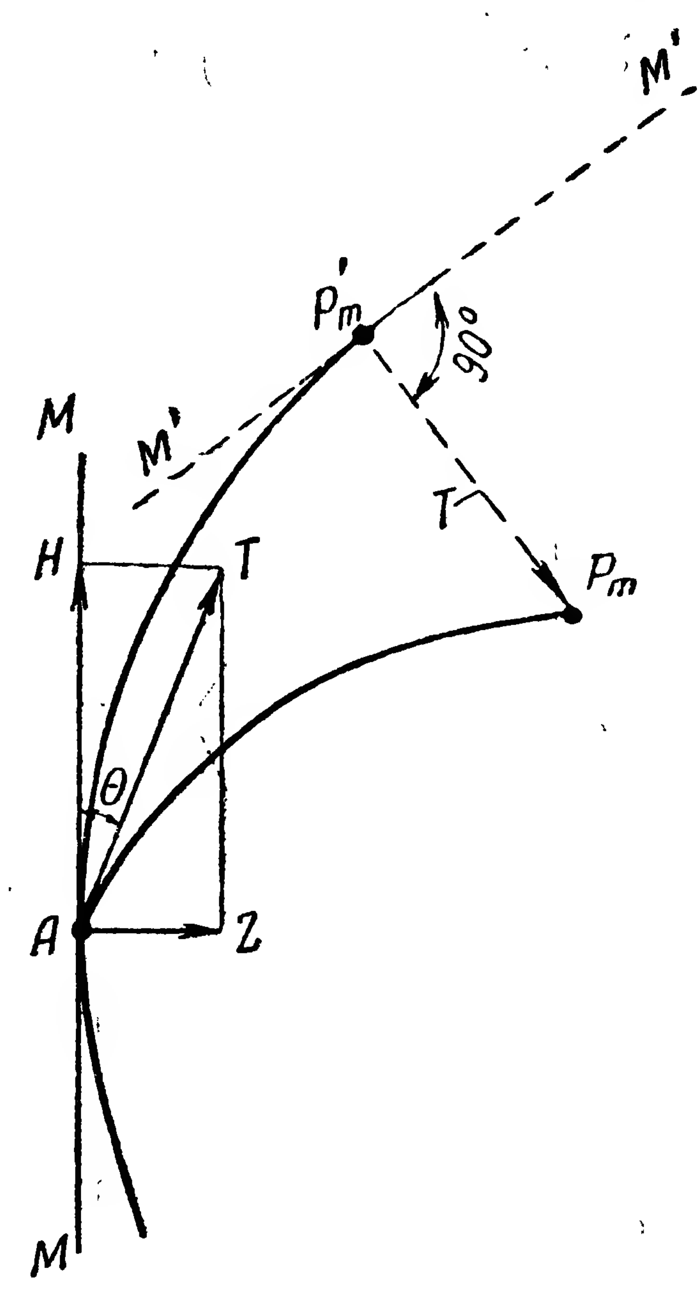
северный магнитный полюс: $\varphi=70^\circ$ северной широты, $\lambda=95^\circ$ западной долготы;

южный магнитный полюс: $\varphi=72,5^\circ$ южной широты, $\lambda=154^\circ$ восточной долготы.

Следствием того, что магнитный полюс находится не на поверхности Земли, а на некоторой глубине, является наличие так называемого *магнитного наклонения.* Последнее проявляется в том, что свободно подвешенный магнитный стержень, находясь в северной широте, не сохраняет своего горизонтального положения, так как его северный конец наклоняется несколько вниз.

Это явление легко уяснить по фиг. 345.

Вследствие того что магнитный полюс находится на некоторой глубине от поверхности Земли, магнитные силовые линии входят в магнитный полюс (или выходят из него, если полюс северный) не непосредственно на земной поверхности, и поэтому направление плоскости горизонта составляет некоторый угол Θ с направлением результирующего вектора напряжения T магнитного поля Угол Θ между результирующим вектором напряжения магнитного поля и плоскостью горизонта называется углом магнитного наклонения или просто *наклонением.* Очевидно, этот угол (т. е. наклонение) будет тем больше, чем больше кривизна силовой магнитной линии, а кривизна, как это легко видеть по фиг. 345, будет зависеть от расстояния между пунктом наблюдения A и магнитным полюсом (вернее, проекцией его на поверхности Земли): чем ближе будет пункт наблюдения к проекции магнитного полюса, тем больше кривизна магнитной силовой линии. В точке p'_m наклонение равно 90°.



Фиг. 345. Магнитное наклонение.

AP'_m — поверхность Земли; p_m — магнитный полюс; p'_m — проекция полюса на поверхность Земли; $M—M$ — плоскость горизонта, проходящая через точку A; $M'—M'$ — плоскость горизонта, проходящая через точку p'_m; Ap_m — магнитная силовая линия; T — напряженность магнитного поля Земли, направленная по касательной к магнитной силовой линии.

Результирующий вектор магнитного поля Земли T можно разложить на две составляющие: на составляющую H, направленную в плоскости горизонта, и составляющую Z, направленную по вертикали. Составляющая H является той силой магнитного поля Земли, благодаря которой магнитная стрелка устанавливается по направлению север—юг. Условились называть направление, по которому

устанавливается магнитная стрелка, *магнитным меридианом места*.

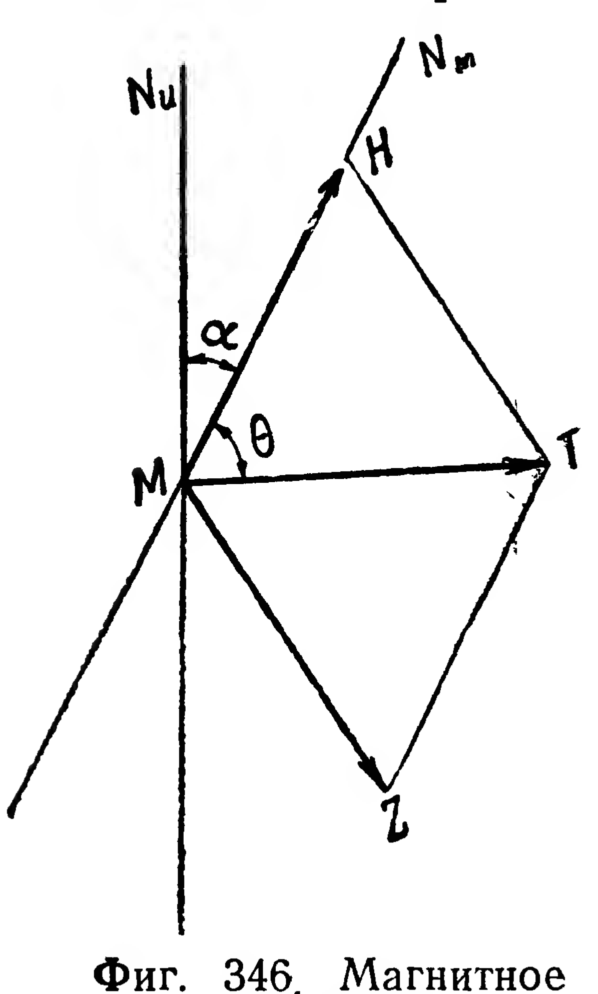
По фиг. 345 видно, что горизонтальная составляющая результирующего вектора напряженности земного магнетизма равна

$$H = T\cos\theta, \quad (207)$$

где T — напряженность магнитного поля Земли в данном месте;

θ — угол наклонения.

Уравнение (207) показывает, что чем больше наклонение, т. е. чем ближе к магнитному полюсу, тем горизонтальная составляющая меньше и, например, в точке p_m, где $\theta = 90°$, горизонтальная составляющая H равна нулю.



Фиг. 346. Магнитное склонение.

Находим величину вертикальной составляющей

$$Z = T\sin\theta. \quad (208)$$

По уравнению (208) видно, что величина вертикальной составляющей Z возрастает по мере увеличения угла наклонения. В точке, где $\theta = 90°$, вертикальная составляющая

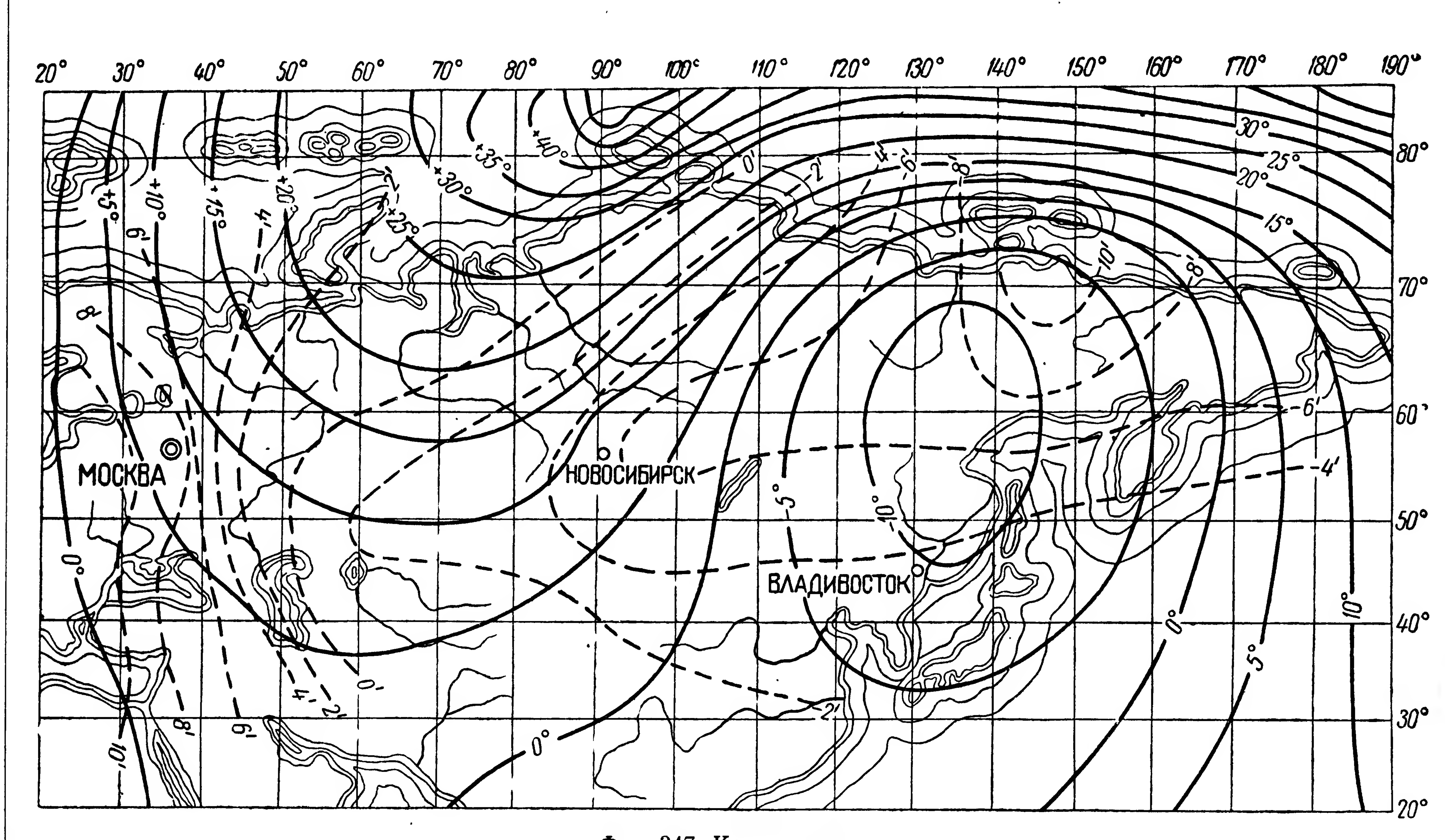
$$Z = T.$$

Благодаря наличию вертикальной составляющей магнитная стрелка в северном полушарии стремится наклониться своим северным концом вниз. Это учитывается при конструировании магнитных авиационных компасов, а именно южный конец магнитной системы делается тяжелее северного.

Вторым, также весьма существенным, свойством земного магнетизма является несимметричное распределение магнитных масс в Земле, вследствие чего имеет место так называемое *магнитное склонение*.

Сущность этого явления заключается в том, что горизонтальная составляющая H земного магнетизма или, иначе говоря, направление магнитного меридиана N_m не совпадает с направлением географического меридиана N_u (фиг. 346), составляя с ним некоторый угол d. Таким образом, магнитным склонением называется угол, заключенный между направлениями магнитного и географического меридианов. Склонение считается положительным, если магнитный меридиан отклоняется от географического меридиана к востоку, и отрицательным, если он отклоняется к западу.

В аэронавигации магнитное склонение имеет большое значение; без учета величины магнитного склонения невозможно обеспечить необходимую точность полета по заданному курсу. Величина магнитного склонения указывается на специальных картах в виде линий, соединяющих места с одинаковым магнитным склонением. Эти линии называются *изогонами*. Изогоны, имея в средних широтах основное

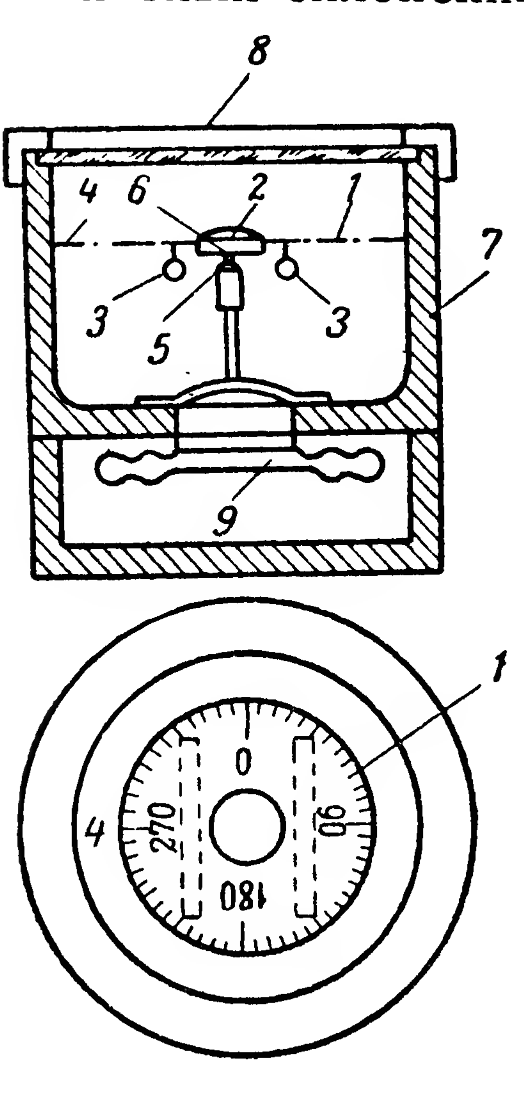


Фиг. 347. Карта изогон.

направление вдоль меридианов, пересекаются в четырех точках земной поверхности — в двух магнитных и в двух географических полюсах. На фиг. 347 изображена карта изогон для СССР.

Величина магнитного склонения изменяется с течением времени. Годичные изменения в наших широтах составляют около 6′—10′. Кроме периодических изменений, склонение иногда может довольно быстро изменяться за короткий промежуток времени. Это изменение носит название *магнитной бури*. Эти явления редки и носят временный характер, продолжаясь от нескольких часов до 2—3 дней.

Во многих местах земного шара наблюдаются постоянные резкие изменения величин магнитного склонения и горизонтальной составляющей H земного магнетизма. Эти места называются *районами магнитных аномалий*. Так, например, если в нормальных условиях в средних широтах СССР величина горизонтальной составляющей равна приблизительно 0,2 эрстеда, то в районе магнитной аномалии она может достигать 0,7 эрстеда, а склонение при этом может изменяться на 180°. Магнитные аномалии указываются на картах магнитных склонений.



Фиг. 348. Схема устройства магнитного компаса.

1—лимб картушки; *2*—поплавок; *3*—магниты; *4*—курсовая черта; *5*—колонка; *6*—топка; *7*—котелок; *8*—стекло; *9*—мембранная коробка.

Принцип работы магнитного компаса

Магнитный компас служит для определения магнитного курса полета самолета, т. е. угла между северным направлением магнитного меридиана и продольной осью самолета.

Принцип работы магнитного компаса основан на использовании свойств свободно подвешенного магнита, имеющего форму стержня, ориентироваться в плоскости магнитного меридиана.

Всякий авиационный магнитный компас (фиг. 348) состоит, как правило, из следующих основных элементов:

1. Картушки, состоящей из лимба *1*, поплавка *2* со шпилькой и магнитов *3*.

2. Колонки *5* с топкой *6*, служащей опорой для шпильки картушки.

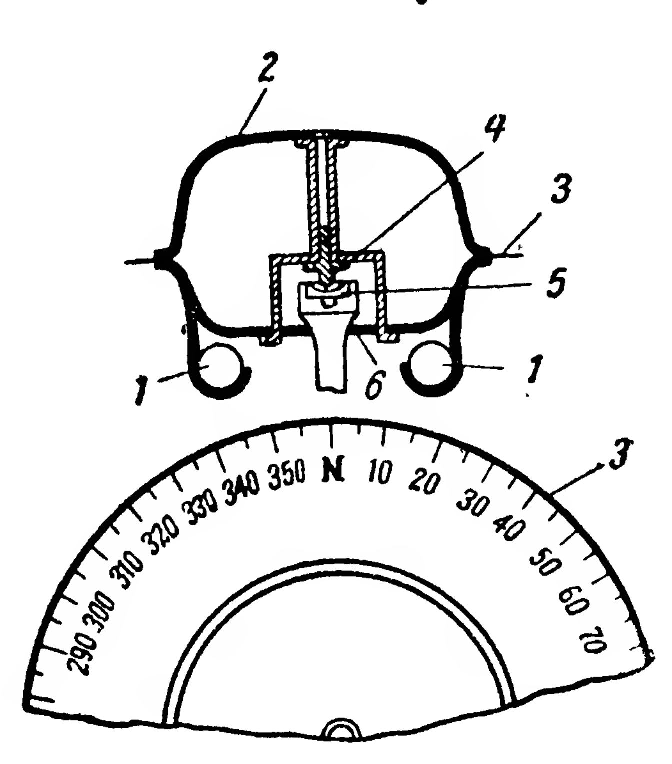
3. Курсовой черты.

Все эти основные элементы прибора обычно помещаются в специальный котелок *7*, имеющий компенсационное устройство *9* (обычно мембранную коробку).

Картушка с магнитами является главной частью компаса, его чувствительным элементом. В современных компасах в зависимости от их конструктивного оформления встречаются картушки трех типов.

На фиг. 349 изображена картушка, состоящая из одной пары магнитов *1*, поплавка *2*, лимба *3* и шпильки *4*. Все эти детали жестко

связаны между собой так, что картушка представляет собой один узел. Лимб *3* делается из тонкого листа латуни или алюминия в виде диска с градуировкой от 0 до 360° для отсчета показаний компаса. Поплавок *2* также изготовляется из тонкой латуни в форме коробочки, полость которой заполнена воздухом. Поплавок служит для уменьшения давления картушки на топку, когда картушка помещена в жидкость. Шпилька *4* изготовляется из твердого металла (иридия или стали), имеет острие с радиусом закругления 0,1—0,2 *мм* и служит опорой и осью вращения картушки. Компасы с такой картушкой устанавливаются на горизонтальной площадке (на полу самолета). Картушка своей шпилькой *4* опирается на топку *5*, установленную на колонке *6*.

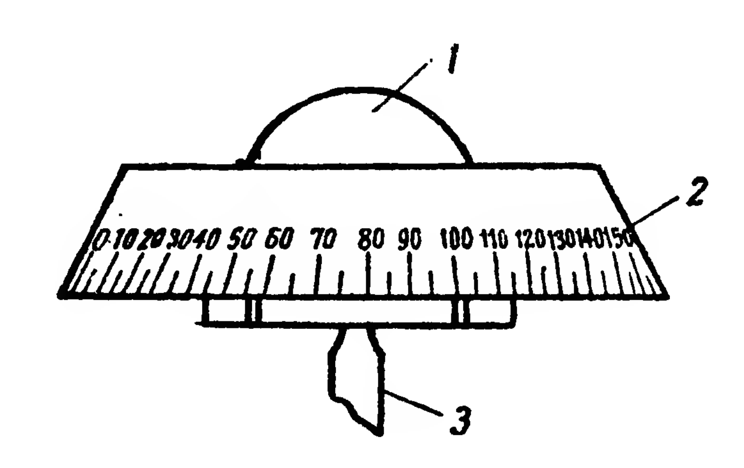


Фиг. 349. Картушка с горизонтальным лимбом.

1—магниты; *2*—поплавок; *3*—лимб; *4*—шпилька; *5*—топка; *6*—колонка.

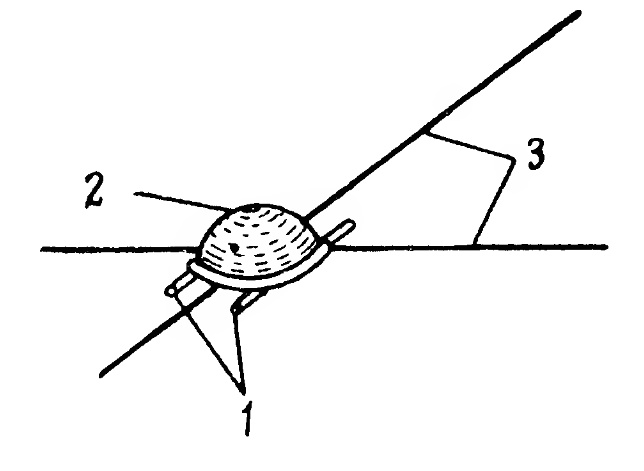
На фиг. 350 показана картушка, отличающаяся от предыдущей вертикальным лимбом *2*, что обеспечивает возможность установки компаса непосредственно на приборной доске самолета. Компасы с такой картушкой предназначены главным образом для самолетов истребительного типа.

Наконец, на фиг. 351 показана картушка, которая отличается тем, что у нее нет лимба. У такой картушки обычно имеются затухатели *3*. В случае применения такой картушки лимб укрепляется на котелке.



Фиг. 350. Картушка с вертикальным лимбом.

1—поплавок; *2*—лимб; *3*—шпилька.



Фиг. 351. Картушка с затухателями без лимба.

1—магниты, *2*—поплавок; *3*—затухатели.

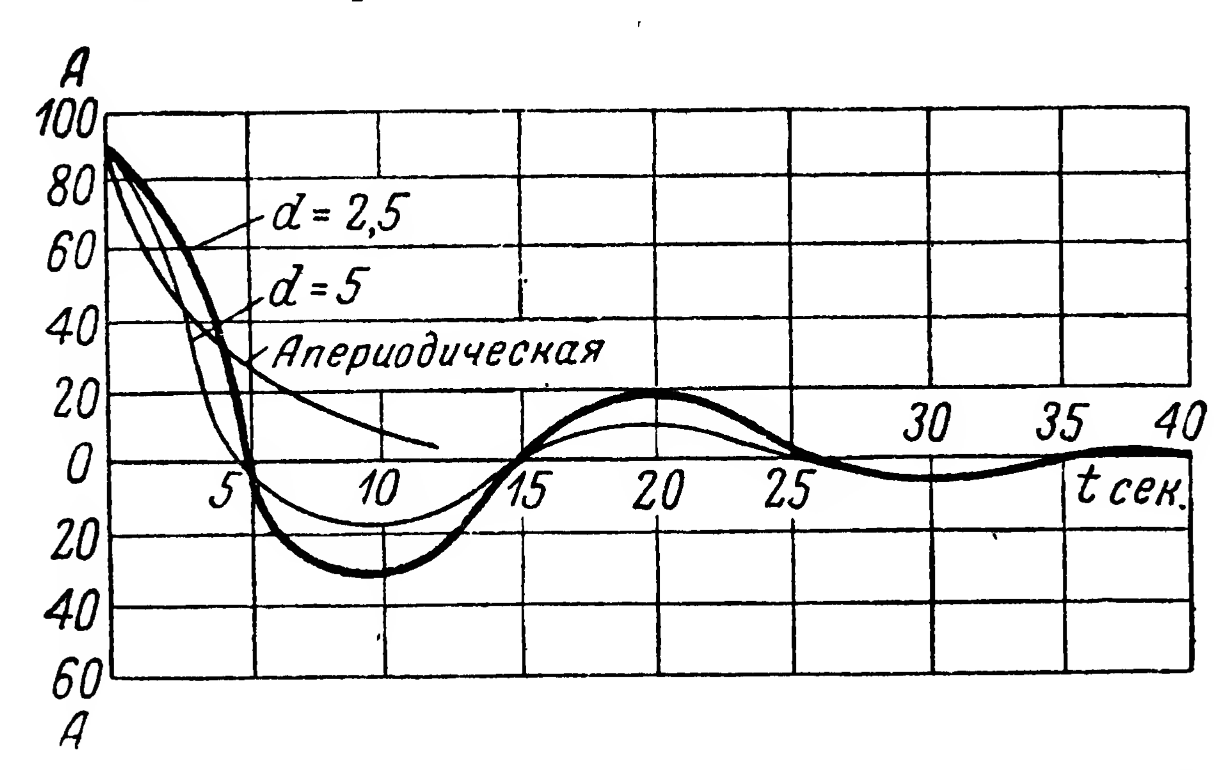
У всех этих картушек магниты располагаются одноименными полюсами в одну сторону, строго симметрично и параллельно линии 0—180°.

Котелок *7* (см. фиг. 348), отлитый из алюминия, заполняется жидкостью, которая служит для демпфирования (успокоения) колебаний картушки. Если лимб расположен на картушке, то в котелке укрепляется курсовая черта *4*, предназначенная для отсчета курса полета самолета.

Мембранная коробка 9, соединенная с внутренней полостью котелка, служит для компенсации изменений объема жидкости при изменении температуры окружающей среды. В последних конструкциях авиационных магнитных компасов для компенсации изменения объема жидкости чаще применяются не мембраны (или мембранные коробки), а компенсационные камеры.

Рассмотренная на фиг. 348 принципиальная схема устройства магнитного компаса является основной для всех авиационных компасов и была, как уже говорилось ранее, впервые разработана русским ученым И. П. Колонгом.

Отдельные типы применяемых в авиации компасов отличаются конструктивным оформлением некоторых деталей или всего компаса, но принципиальных различий между ними нет.



Фиг. 352. График затухания колебаний картушки магнитного компаса.

Картушка компаса, будучи отклонена какими-либо внешними силами от направления магнитного меридиана, по прекращении действия этих сил будет стремиться под влиянием магнитного вращающего момента ($M_{вр}$) снова возвратиться к прежнему направлению. Если картушка была отклонена от меридиана на значительный угол, то, возвращаясь к меридиану, она пройдет через свое первоначальное положение и отклонится в противоположную сторону от него. В течение некоторого времени, называемого *периодом успокоения,* картушка будет совершать колебания около своего первоначального положения, из которого она была выведена. При этом на картушку будут действовать следующие моменты сил:

1. Вращающий момент $M_{вр}$ магнитных сил, равный $MH \sin \varphi$.
2. Момент сил инерции $I_к$ картушки относительно вертикальной оси симметрии.
3. Момент сил сопротивления жидкости, величина которого зависит от коэффициента k сопротивления жидкости и от скорости движения картушки.
4. Момент сил трения шпильки о топку.

Под действием момента сопротивления жидкости амплитуда колебаний, т. е. максимальные отклонения картушки от плоскости маг-

нитного меридиана, будет постепенно уменьшаться. Отношение величины предыдущей амплитуды к величине последующей называется *декрементом колебания*. Декремент зависит от коэффициента сопротивления жидкости k и будет тем больше, чем больше этот коэффициент. Декремент колебания определяет время успокоения картушки и чем он больше, тем скорее картушка вернется к магнитному меридиану. На фиг. 352 показаны графики двух периодических компасов с декрементами колебания, равными 2,5 и 5 при равных периодах колебаний.

Если момент сопротивления жидкости достаточно велик, то картушка может возвратиться к положению равновесия, не совершив ни одного колебания. Такие компасы называются апериодическими. В настоящее время в авиации применяются компасы периодические (т. е. такие, у которых картушка совершает колебания вокруг положения равновесия) с декрементом затухания, равным примерно 3—5. Такие компасы при низких температурах (до — 30° С) увеличивают свой декремент и приближаются к апериодическим.

Характеристика компаса

Особенности компаса характеризуются с достаточной полнотой тремя параметрами: временем успокоения, увлечением и застоем.

Время успокоения,— т. е. время, в течение которого картушка, отклоненная на 90°, возвращается к исходному положению с точностью до некоторого максимально допустимого угла колебания φ_{min}. Угол φ_{min} представляет собой амплитуду колебаний, практически незаметную для глаза. Угол этот лежит в пределах 0,5°—1°. Время успокоения колебаний картушки выражается уравнением

$$t = \frac{2J_к}{k} \ln \frac{\varphi_0}{\varphi_{min}}, \qquad (209)$$

где t — время успокоения картушки компаса в сек.;

$J_к$— момент инерции картушки относительно вертикальной оси симметрии;

k — коэффициент сопротивления жидкости, зависящий от вязкости жидкости и формы картушки;

φ_0— угол, на который картушка отклонилась от магнитного меридиана;

φ_{min} — максимально допустимый угол колебания картушки (обычно 0,5°—1°).

Из уравнения (209) видно, что время успокоения тем больше, чем больше момент инерции $J_к$ и чем меньше коэффициент сопротивления k. Очевидно, что чем меньше время успокоения, тем качество компаса выше. Однако слишком большой коэффициент k приводит к плохой работе компаса при низких температурах. Поэтому коэффициент k выбирают таким, чтобы при низких температурах (до —50° С) картушка компаса оставалась достаточно подвижной, хотя при высоких температурах это приводит к увеличению времени успокоения. В современных периодических компасах время успокоения равно 15—30 сек.

Увлечение компаса — угол, на который жидкость увлекает картушку компаса при его повороте на 360° вокруг вертикальной оси симметрии при некоторой скорости вращения, оговариваемой в технических условиях. Увлечение компаса представляет собой нежелательное явление, так как при поворотах самолета на новый курс пользование компасом становится затруднительным, и даже по окончании поворота картушка некоторое время не устанавливается на действительный курс, колеблясь в течение этого времени.

Физически явление увлечения состоит в том, что котелок компаса, будучи жестко связан с самолетом, при поворотах последнего вращается с той же скоростью. Частицы компасной жидкости увлекаются стенками котелка, причем частицы, находящиеся в непосредственной близости к стенкам, вращаются почти со скоростью вращения котелка, а частицы жидкости, находящиеся близко к центру, почти не принимают участия во вращательном движении котелка. Движущиеся частицы компасной жидкости, непосредственно соприкасающиеся с поверхностью картушки, увлекают ее в сторону вращения самолета, что и приводит к отклонению картушки от плоскости магнитного меридиана.

Из сказанного можно сделать вывод, что увлечение картушки магнитного компаса зависит от скорости поворота самолета относительно вертикальной оси, от формы картушки, величины зазора между нею и стенками котелка и от свойств компасной жидкости.

Чем больше поверхность картушки, тем больше увлечение ее жидкостью. Это является одной из причин, препятствующих увеличению коэффициента сопротивления k путем увеличения числа затухателей на картушке, хотя это и позволило бы уменьшить время успокоения и увеличить устойчивость картушки на курсе.

При изготовлении магнитного компаса число затухателей ограничивается, а расстояние между поверхностью картушки и стенками котелка делается наибольшим, насколько это позволяют габариты прибора, заданные техническими условиями.

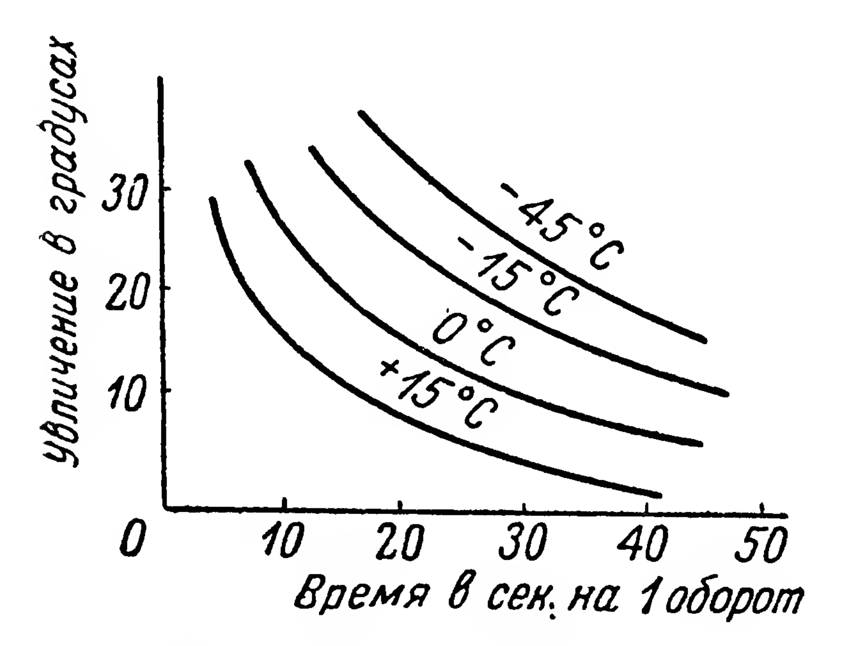
Физические свойства компасной жидкости оказывают существенное влияние на увлечение картушки: чем больше вязкость, тем больше увлечение картушки. Следовательно, для уменьшения увлечения картушки компас должен заполняться жидкостью с наименьшей вязкостью и по возможности мало зависящей от температуры. В настоящее время пока не существует жидкость, вязкость которой не изменялась бы значительно при изменении температуры. Однако из всех жидкостей наилучшей в этом отношении оказался лигроин, который и применяется в настоящее время для заполнения котелков магнитных компасов.

Влияние скорости поворота компаса и температуры на увлечение картушки магнитного компаса показано в виде графиков на фиг. 353. Из этих графиков видно, что чем меньше время одного оборота компаса вокруг вертикальной оси симметрии (т. е. чем больше скорость вращения его), тем больше увлечение картушки компаса. При одной и той же скорости вращения увлечение тем больше, чем

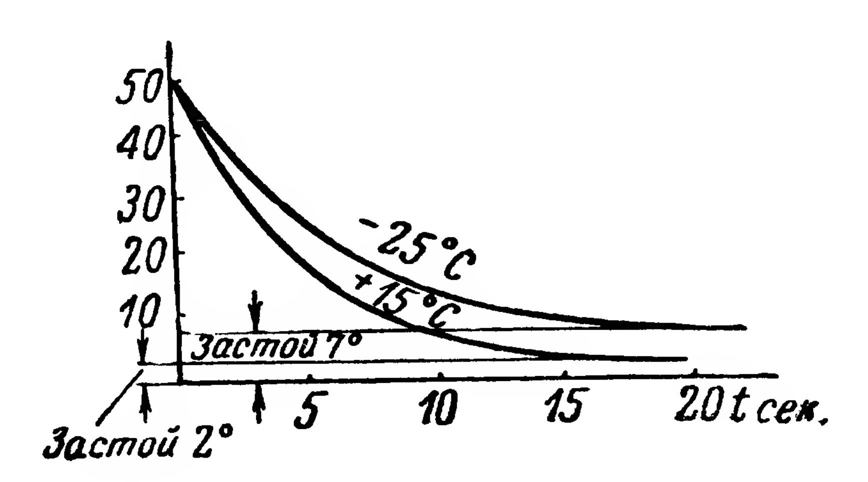
меньше температура жидкости, так как кривые зависимости увлечения при температурах ниже +15° С располагаются на графике выше, нежели кривая для температуры +15° С.

Застой компаса — угол, на который не доходит картушка до своего первоначального положения, будучи отклонена от магнитного меридиана.

Величина этого угла зависит от величины момента, вызываемого трением шпильки о топку, а при достаточно низких температурах также и от коэффициента k сопротивления жидкости. На графиках (фиг. 354) показана зависимость величины застоя картушки апериодического компаса от температуры жидкости. Картушка, отклоненная от своего первоначального (нулевого) положения на 50°, при температуре +15° С на 20-й секунде имеет застой, равный 2°, а при температуре —25° С застой к исходу того же времени составляет около 7°.



Фиг. 353. График зависимости увлечения картушки от температуры и скорости вращения компаса.



Фиг. 354. График зависимости угла застоя компаса от окружающей температуры.

У современных периодических компасов величина застоя при нормальных температурных условиях лежит в пределах 0,5—1°.

В процессе эксплуатации магнитного компаса застой и увлечение его могут возрастать вследствие загрязнения компасной жидкости, износа шпильки и топки и, следовательно, увеличения трения между ними. Поэтому необходима периодическая проверка величины застоя и увлечения на соответствие их установленным нормам. Кроме неточностей показаний компаса вследствие застоя и увлечения картушки, погрешности в показаниях прибора, установленного на самолет, могут быть результатом так называемой *девиации*.

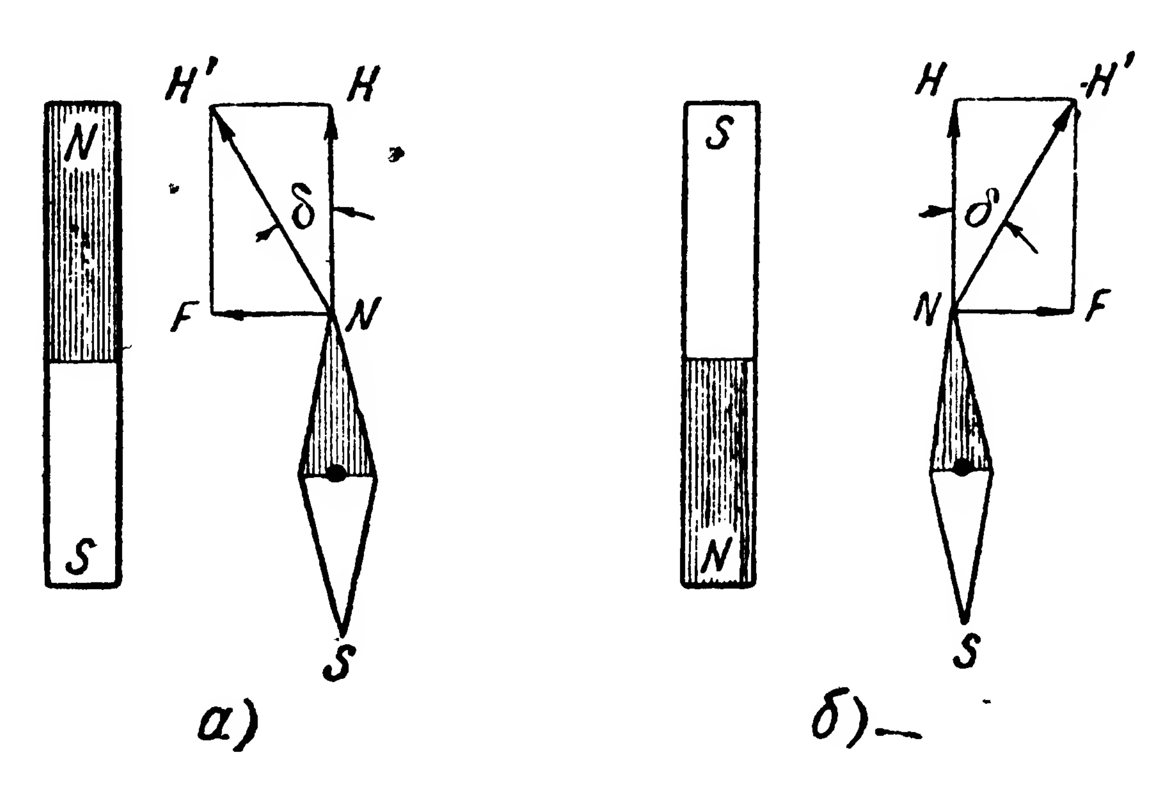
Некоторые сведения из теории девиации

Если вблизи компаса нет никаких ферромагнитных масс (железа, стали и сплавов, способных намагничиваться), то направление магнитной оси картушки компаса совпадает с направлением магнитного меридиана места. Если же поблизости от магнитного компаса находятся ферромагнитные массы, то магнитное поле этих масс искажает магнитное поле Земли, приводя к отклонению картушки компаса на некоторый угол от магнитного меридиана места. Угол этот называется *девиацией компаса*.

Приоритет в открытии явления девиации, разработка ее теории и способов борьбы с девиацией принадлежат нашей стране.

Девиация была еще в 1824 г. обнаружена русским адмиралом И. Ф. Крузенштерном, а после него русские ученые Б. Б. Белавенец, И. П. Колонг, Б. Б. Павлинов, академик А. Н. Крылов опубликовали ряд своих работ по теории девиации магнитных компасов и способам ее уничтожения. Многие из этих работ были переведены на иностранные языки, а методы устранения девиации, предложенные русскими учеными, получили широкое распространение во всех странах.

Насколько серьезно влияет девиация на точность показаний компаса, видно из того, что на современных самолетах девиация компаса (недистанционного) может достигать, если ее не уничтожать, 50° и более. Совершенно очевидно, что такая погрешность исключает возможность практического использования прибора без приспособления для уничтожения девиации.



Фиг. 355. Влияние твердого железа на девиацию магнитной стрелки.

а — девиация до перемены полярности железа; *б* — девиация после перемены полярности.

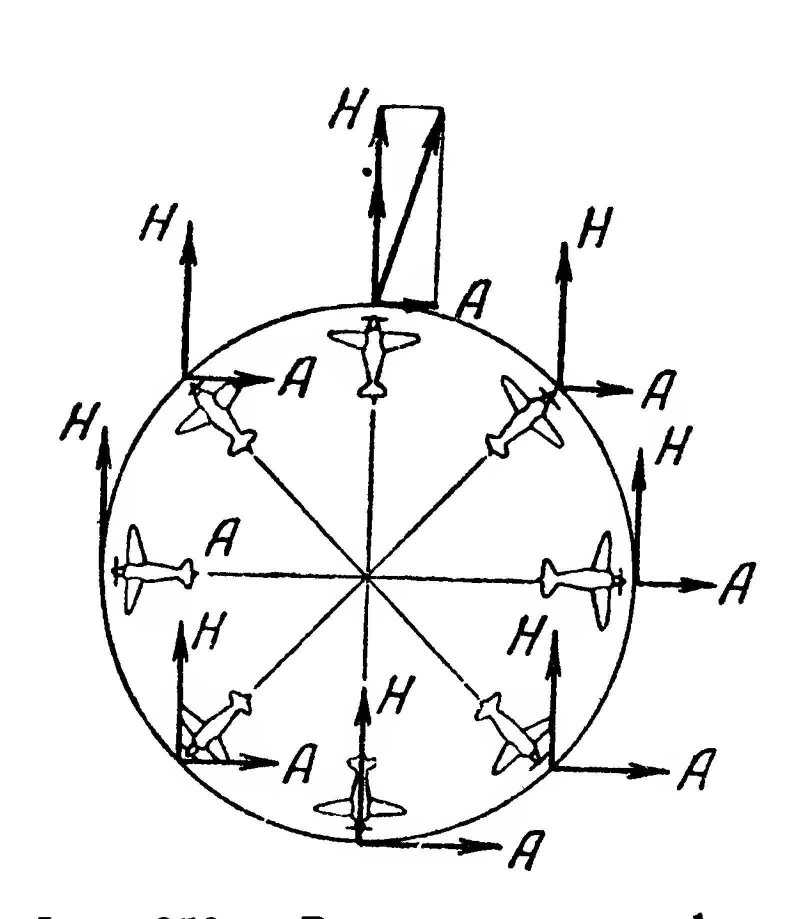
Как уже указывалось, источником возникновения девиации компаса являются детали из ферромагнитных материалов, расположенные на самолете вблизи компаса.

В § 18 указаны различные свойства твердого и мягкого железа. Эти различия определяют характер влияния того или другого материала на величину девиации магнитного компаса.

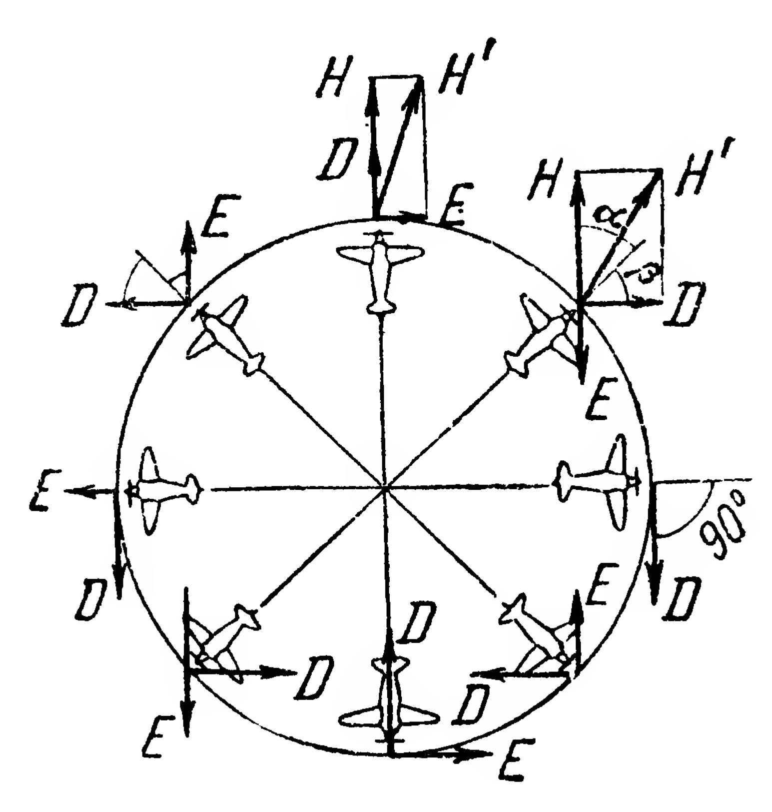
Если кусок твердого железа (например, закаленной стали), находящийся вблизи свободно подвешенной магнитной стрелки (фиг. 355,*а*), вызывающий девиацию, равную δ, повернуть на 180° (фиг. 355,*б*), то девиация по величине остается той же, но направление ее изменится на противоположное (например, вместо западной девиации будет восточная). Таким образом, действие твердого железа тождественно с действием постоянного магнита на магнитную стрелку.

Если же взять кусок мягкого железа и проделать тот же опыт, то окажется, что девиация не изменится ни по величине, ни по направлению.

Это явление объясняется тем, что мягкое железо, обладая незначительной коэрцитивной силой, способно быстро перемагничиваться в поле земного магнетизма. Наоборот, твердое железо благодаря большой коэрцитивной силе сохраняет и после поворота свою полярность и степень намагниченности, вследствие чего девиация меняет свое направление на противоположное, не изменяя свою величину.



Фиг. 356. Влияние силы A магнитного поля мягкого железа на самолете на девиацию магнитного компаса.



Фиг. 357. Влияние сил D и E магнитного поля мягкого железа на самолете на девиацию магнитного компаса.

На картушку магнитного компаса, установленного на самолете, действуют в горизонтальной плоскости следующие магнитные силы:

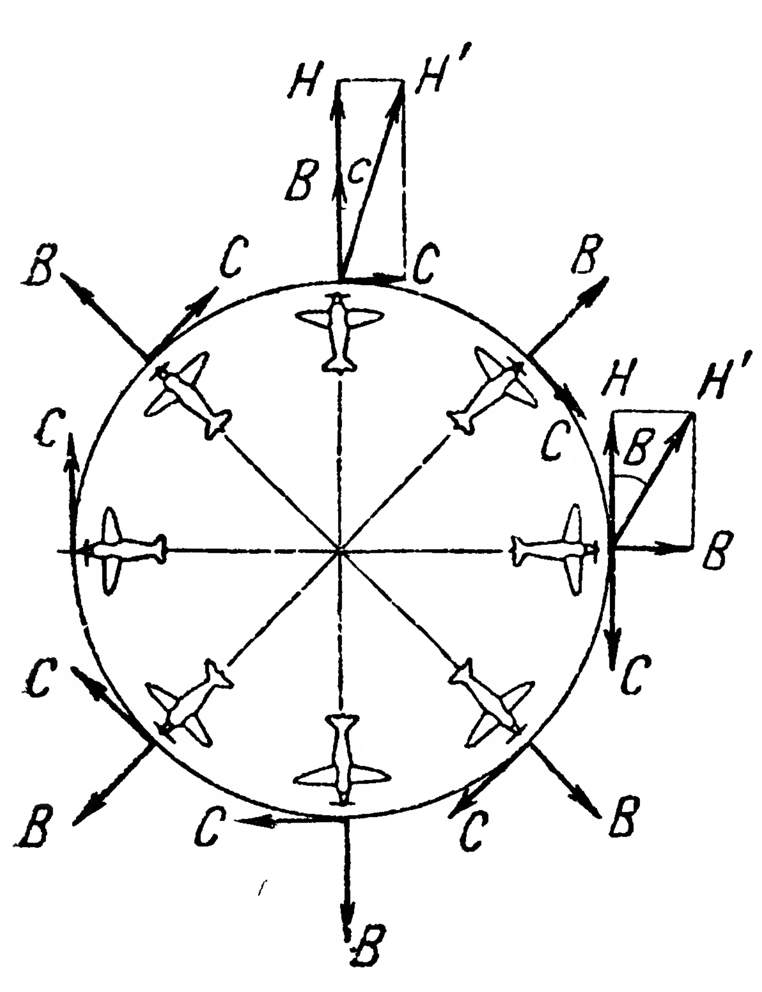
1. Сила H земного магнетизма, направленная по магнитному меридиану Земли. Эта сила девиации не создает, а, наоборот, удерживает картушку в плоскости магнитного меридиана.

2. Силы магнитного поля мягкого железа, намагниченного магнитным полем Земли. Это поле (от мягкого железа) создает три силы: силу A, силу D и силу E (фиг. 356 и 357), из которых сила A действует перпендикулярно направлению магнитного меридиана, сила D — по направлению зеркального изображения магнитного меридиана и третья E — по направлению, перпендикулярному зеркальному изображению магнитного меридиана (фиг. 357). Зеркалом в данном случае служит продольная плоскость симметрии самолета.

3. Силы B и C, создаваемые магнитным полем твердого железа (фиг. 358). Сила B действует по продольной оси самолета (по направлению к носу или к хвосту), а сила C — в направлении, перпендикулярном плоскости симметрии самолета.

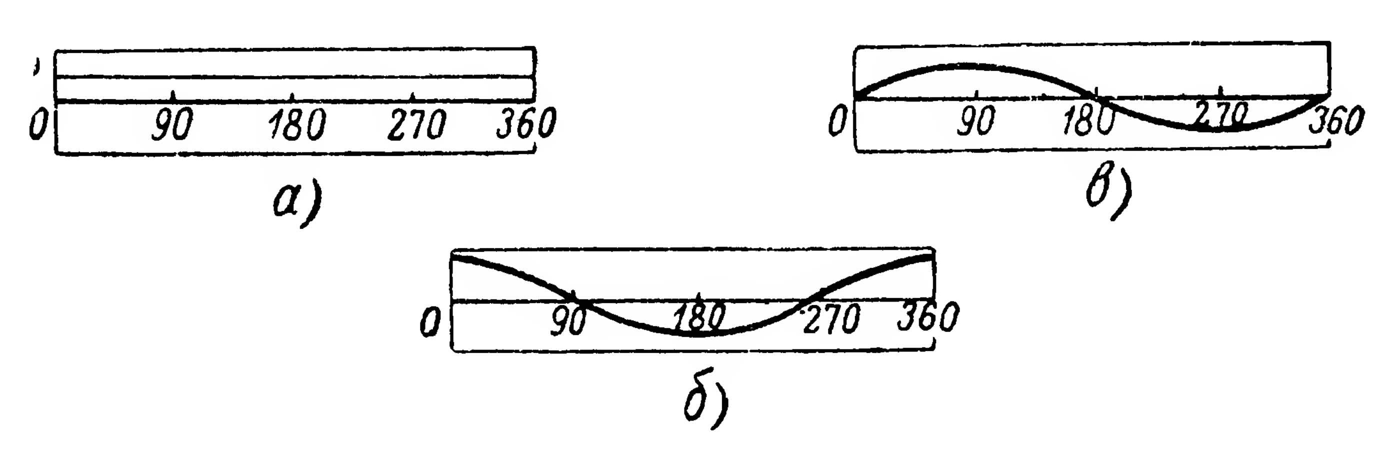
Сила земного магнетизма H направлена все время по магнитному меридиану с юга на север, а сила A перпендикулярно ему — с за-

пада на восток или с востока на запад (в зависимости от взаимного расположения компаса и мягкого железа на самолете). Создаваемая силой A девиация на всех курсах постоянна и графически изображается, как показано на фиг. 359,*а* прямой линией. Действие сил D и E на различных курсах показано на фиг. 357, а графическое изображение создаваемой этими силами девиации — на фиг. 359,*б*.



Фиг. 358. Влияние сил B и C магнитного поля твердого железа на самолете на девиацию магнитного компаса.

Силы B и C, создаваемые твердым железом, представляются как бы жестко связанными с самолетом, так как имеют постоянное направление только относительно оси самолета. Поэтому, как видно из фиг. 358, когда самолет летит на север или на юг, сила B совпадает с направлением силы H и на этих курсах (0—180°) девиации не создает. Девиация на этих курсах создается силой C, направленной перепендикулярно силе B. Наоборот, на курсах запад — восток с линией действия силы земного магнетизма совпадает сила C, а сила B на этих курсах создает максимальную девиацию. Во всех других промежуточных положениях влияние этих сил будет изменяться по синусоидальному или косинусоидальному закону, что графически изображается кривыми, показанными на фиг. 359,*в*. Такие девиации, величина которых за полный оборот от 0 до 360° дважды переходит через нуль и дважды через максимум, называются *полукруговыми*.



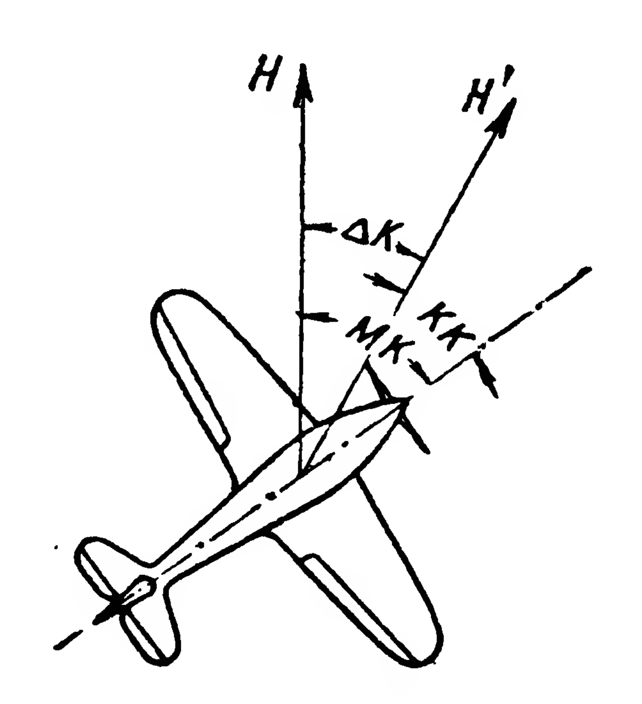
Фиг. 359. Графики девиаций, создаваемых железом на самолете.

В конструкции современных самолетов и их оборудовании мягкое железо составляет незначительную часть, и основным фактором, влияющим на величину девиации магнитного компаса, являются твердое железо и система электрического оборудования (электрифицированные приборы, электросеть, источники и потребители электроэнергии). Поэтому практически при эксплуатации магнитных компасов приходится считаться только с этими факторами и

искать соответствующие способы компенсировать их влияние на девиацию. Эти способы изложены в различных инструкциях и руководствах и основаны на учете суммарного действия на картушку компаса всех имеющихся на самолете факторов. При определении этих сил самолет, как известно, должен быть установлен в положение горизонтального полета, так как при другом положении влияние ферромагнитных масс на девиацию компаса будет иным вследствие появления так называемой *креновой девиации*.

Ошибки магнитного компаса в полете

При сохранении режима горизонтального полета, т. е. при соблюдении курса и отсутствии продольных и поперечных кренов, магнитный компас показывает *компасный курс*. Компасным курсом (KK) называется угол между продольной осью самолета и осью магнитной системы компаса (фиг. 360). Сумма компасного курса (KK) и девиации компаса (ΔK) дает магнитный курс самолета (MK), равный углу между продольной осью самолета и северным направлением магнитного меридиана.

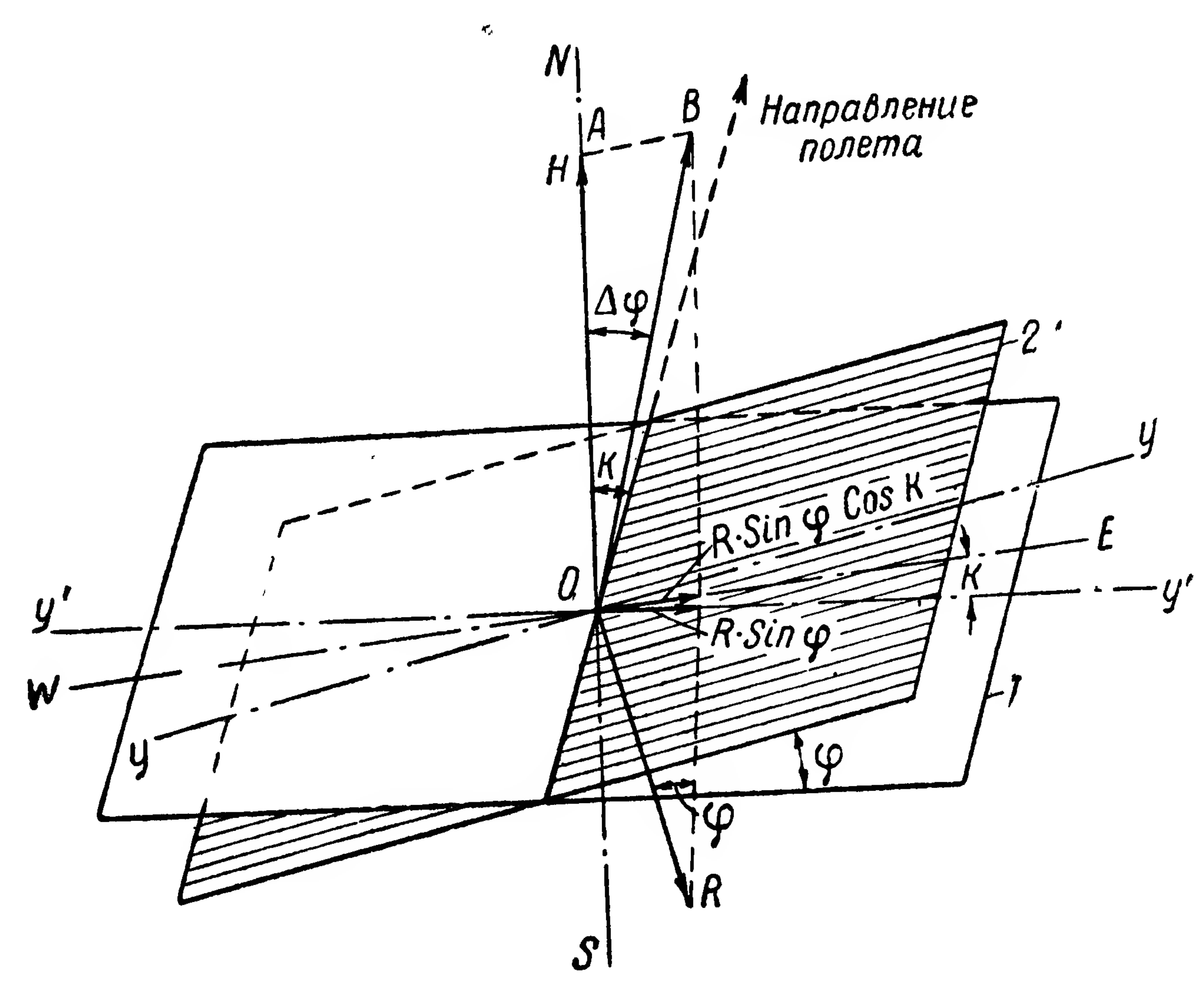


Фиг. 360. Компасный курс самолета (КК).

Самолет никогда не выдерживает абсолютно прямой линии полета, в связи с чем показания магнитного компаса колеблются вокруг некоторого среднего значения. Но ошибки в показаниях магнитного компаса во время полета зависят не только от колебаний (или рыскания) самолета на курсе, но также от положения самолета относительно горизонта, от характера разворота при изменении курса, от изменения режима скорости в горизонтальном полете и от направления полета.

Креновая девиация появляется в тех случаях, когда изменяется положение горизонтальной плоскости самолета относительно плоскости картушки компаса. Причина появления такой девиации заключается в том, что результирующая сила R самолетного магнетизма, всегда одинаково направленная относительно горизонтальной плоскости самолета, при изменении положения этой плоскости будет изменять величину и направление своего действия на картушку. Это явление можно легко уяснить с помощью фиг. 361. Сила R постоянного самолетного магнетизма (вызываемая твердым железом), действующая по вертикальной оси Z самолета, при отсутствии крена, т. е. при строго горизонтальном полете, не дает проекции на поперечную ось картушки и, следовательно, не вызывает девиации. При наличии же поперечного крена самолета с углом φ плоскость самолета наклонится к плоскости картушки на тот же угол φ. Проекция силы R на плоскость картушки будет равна $R \sin \varphi$. При полете самолета точно на север или юг, т. е. если поперечная ось самолета совпадает с направлением $W—E$ (запад—восток) и пер-

пендикулярна плоскости магнитного меридиана, сила $R \sin \varphi$ при поперечном крене будет полностью участвовать в создании девиации компаса; при продольном крене в полете с курсом запад—восток сила $R \sin \varphi$ будет лежать в плоскости магнитного меридиана и девиации создавать не будет. В зависимости от направления продольного крена эта сила будет совпадать или будет противоположна силе H земного магнетизма. На всех других промежуточных курсах одна из составляющих силы $R \sin \varphi$ будет направлена по магнит-



Фиг. 361. Креновая девиация при левом крене с углом φ.

1—плоскость картушки компаса; *2*—плоскость крена; $y—y$ — направление поперечной оси самолета при крене; $y'—y'$ — направление поперечной оси самолета до крена; $W—E$ — направление запад—восток.

ному меридиану, а вторая по направлению, перпендикулярному магнитному меридиану. Вторая составляющая (фиг. 361) равна

$$R \sin \varphi \cos K,$$

где K — магнитный курс самолета.

Величина девиации определяется из треугольника AOB (фиг. 361)

$$\operatorname{tg} \Delta\varphi = \frac{R \sin \varphi \cos K}{H},$$

где $\Delta\varphi$ — креновая девиация при поперечном крене с углом φ;
H — сила земного магнетизма.

Путем аналогичных рассуждений можно найти величину девиации при продольном крене. Она будет равна

$$\operatorname{tg} \Delta\varphi_1 = \frac{R \sin \varphi_1 \sin K}{H},$$

где $\Delta \varphi_1$ — креновая девиация при продольном крене с углом φ_1.

Углы поперечных кренов при горизонтальном полете без разворота, а также углы продольных кренов при наборе высоты и снижении незначительны (до 10—15°). Поэтому для таких углов можно с достаточной точностью считать $\sin \varphi = \varphi$ и $\operatorname{tg} \Delta \varphi = \Delta \varphi$.

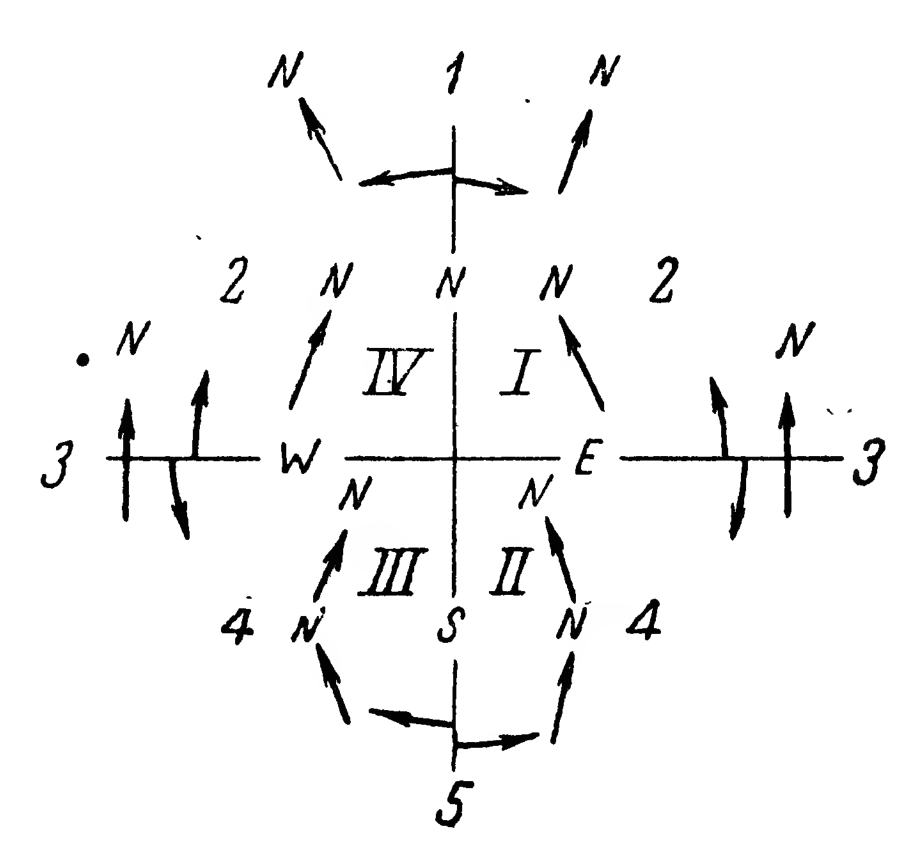
Таким образом, для поперечного крена девиация будет равна

$$\Delta\varphi = \frac{R}{H}\cos K \qquad (210)$$

и для продольного крена

$$\Delta\varphi_1 = \frac{R}{H}\sin K. \qquad (211)$$

Из уравнений (210) и (211) видно, что обе креновые девиации имеют полукруговой характер и отличаются друг от друга на 90°. Зная вертикальную составляющую R магнитного поля самолета, создаваемого твердым железом, и горизонтальную составляющую земного магнетизма, можно с помощью уравнений (210) и (211) вычислить величину креновой девиации. При этом необходимо иметь в виду, что углы φ и $\Delta\varphi$ измеряются в радианах, а не в градусах.



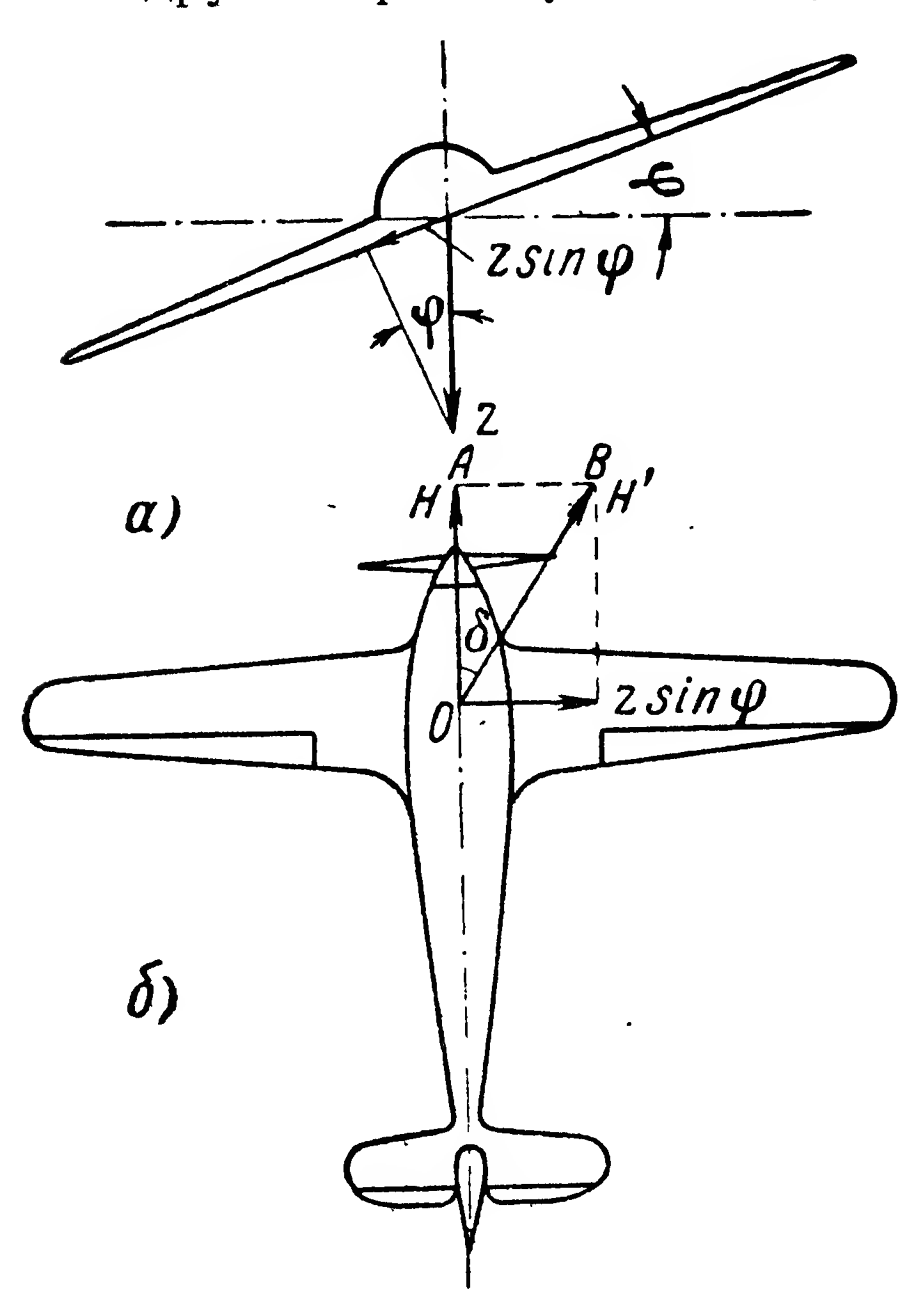
Фиг. 362. Схема поведения магнитного компаса при развороте самолета на различных курсах.

1—при любом отклонении от точного направления к северу компас недооценивает разворот или даже показывает разворот в другую сторону; 2—компас показывает угол поворота меньше действительного; 3—ошибка мгновенно равна нулю; 4—компас показывает угол поворота больше действительного; 5—при любом развороте компас переоценивает разворот, т. е. показывает угол поворота больше действительного.

Северная поворотная ошибка — имеет место в тех случаях, когда плоскость картушки, совпадающая по направлению с плоскостью самолета, в то же время составляет некоторый угол с плоскостью естественного горизонта. Такое положение картушка магнитного компаса занимает при правильном (без скольжения) вираже самолета. При этом величина проекции вертикальной составляющей Z земного магнетизма на плоскость картушки будет зависеть от величины угла между плоскостью картушки и плоскостью горизонта, а также от угла магнитного наклонения θ, зависящего от географической широты места. Направление проекции вертикальной составляющей Z земного магнетизма зависит от направления крена и направления полета.

На схеме (фиг. 362) показано поведение компаса на различных курсах и при различных виражах. Когда курс самолета, совершающего вираж, точно совпадает с направлением запад—восток (90—270°), северная поворотная ошибка магнитного компаса мгновенно равна нулю, так как при этом направление проекции силы Z лежит в плоскости магнитного меридиана. При развороте самолета от направления полета точно на север картушка компаса будет под действием составляющей силы Z отклоняться в сторону раз-

ворота, вследствие чего компас покажет угол разворота, меньший действительного, а при значительном крене картушка может даже повернуться в сторону, противоположную развороту. При развороте от направления точно на юг поведение компаса будет обратным — он будет показывать угол поворота больше действительного. На всех других промежуточных курсах компас будет в верхней половине (квадранты *I* и *IV*) давать заниженные показания, а в нижней половине (квадранты *II* и *III*) — завышенные показания разворотов самолета.



Фиг. 363. Появление северной поворотной ошибки.

Представим себе, что самолет, находясь на курсе 0°, совершает правильный вираж с углом крена φ (фиг. 363,*а*). Магнитная ось картушки до виража совпадала с продольной осью самолета. Но как только самолет будет введен в вираж (без скольжения), картушка наклонится к плоскости горизонта на угол, равный углу крена самолета, а от вертикальной составляющей *Z* земного магнетизма на поперечную ось самолета появится проекция, равная $Z \sin \varphi$.

Магнитная ось картушки будет стремиться установиться по направлению *OH'*, т. е. по равнодействующей между горизонтальной составляющей земного магнетизма *H* и проекцией вертикальной составляющей $Z \sin \varphi$ на поперечную ось самолета (фиг. 363,*б*).

Угол δ между направлениями *H* и *H'* представляет собой северную поворотную ошибку на курсе 0°. Величину этого угла можно определить из треугольника *OAB*

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{Z \sin \varphi}{H}. \qquad (212)$$

Из соотношений (207) и (208) известно, что

$$Z = T \sin \theta \quad \text{и} \quad H = T \cos \theta.$$

Поэтому

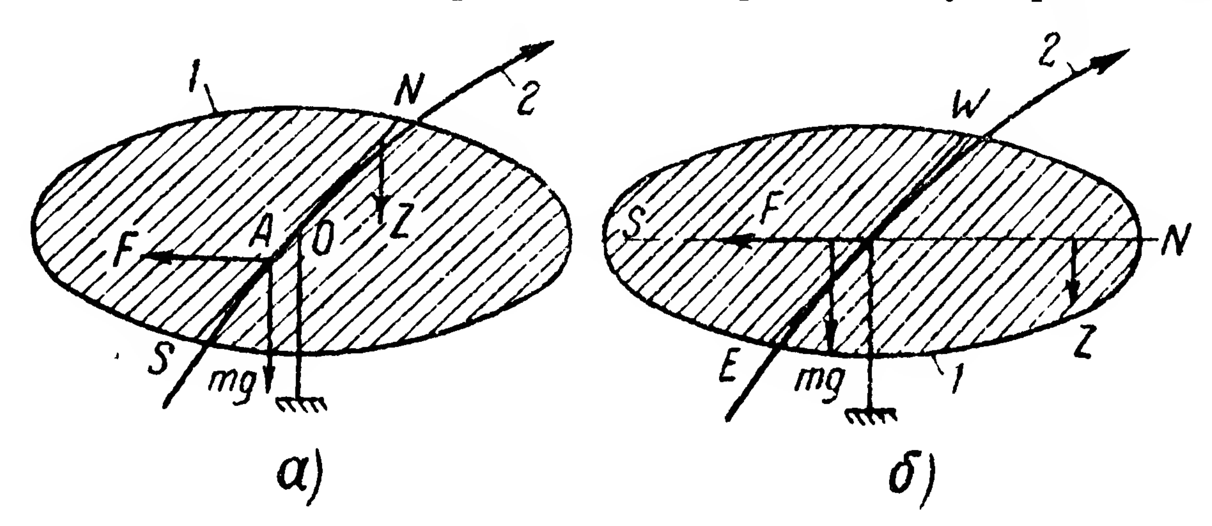
$$\operatorname{tg} \delta = \operatorname{tg} \theta \sin \varphi. \qquad (213)$$

Из этого соотношения следует, что величина северной поворотной ошибки зависит от двух величин: от угла магнитного наклонения и от угла крена.

Если совершается плоский разворот (без крена), то на картушку не будет влиять вертикальная составляющая земного магнетизма. Однако картушка отклонится несколько от магнитного меридиана вследствие того, что точка подвеса картушки не совпадает с центром тяжести ее. Это объясняется тем, что южный конец картушки делают тяжелее северного для уравновешивания вертикальной составляющей Z силы земного магнетизма, которая в северном полушарии стремится наклонить вниз северный конец магнитной стрелки.

Развивающаяся при виражах центробежная сила F, приложенная к центру тяжести, отклоняет картушку от меридиана северной стороной внутрь виража.

Эта ошибка достигает максимальных значений на курсах N и S (в этом случае сила F направлена перпендикулярно меридиану) и



Фиг. 364. Влияние ускорений на поведение картушки.

а — на северном курсе; *б* — на западном курсе.
1—горизонтальная плоскость; *2*—направление виража самолета.

переходит через нуль на курсах E и W (в этом случае сила F действует вдоль меридиана) (фиг. 364).

Вследствие той же причины, т. е. несовпадения точки подвеса картушки и центра тяжести ее, картушка отклоняется при изменениях скорости самолета. Ускорения, развивающиеся при этом, действуют также по направлению центра тяжести картушки и создают вращающий момент. Ошибки, вызываемые ускорениями, достигают максимальных значений на курсах E и W и переходят через нуль на курсах N и S.

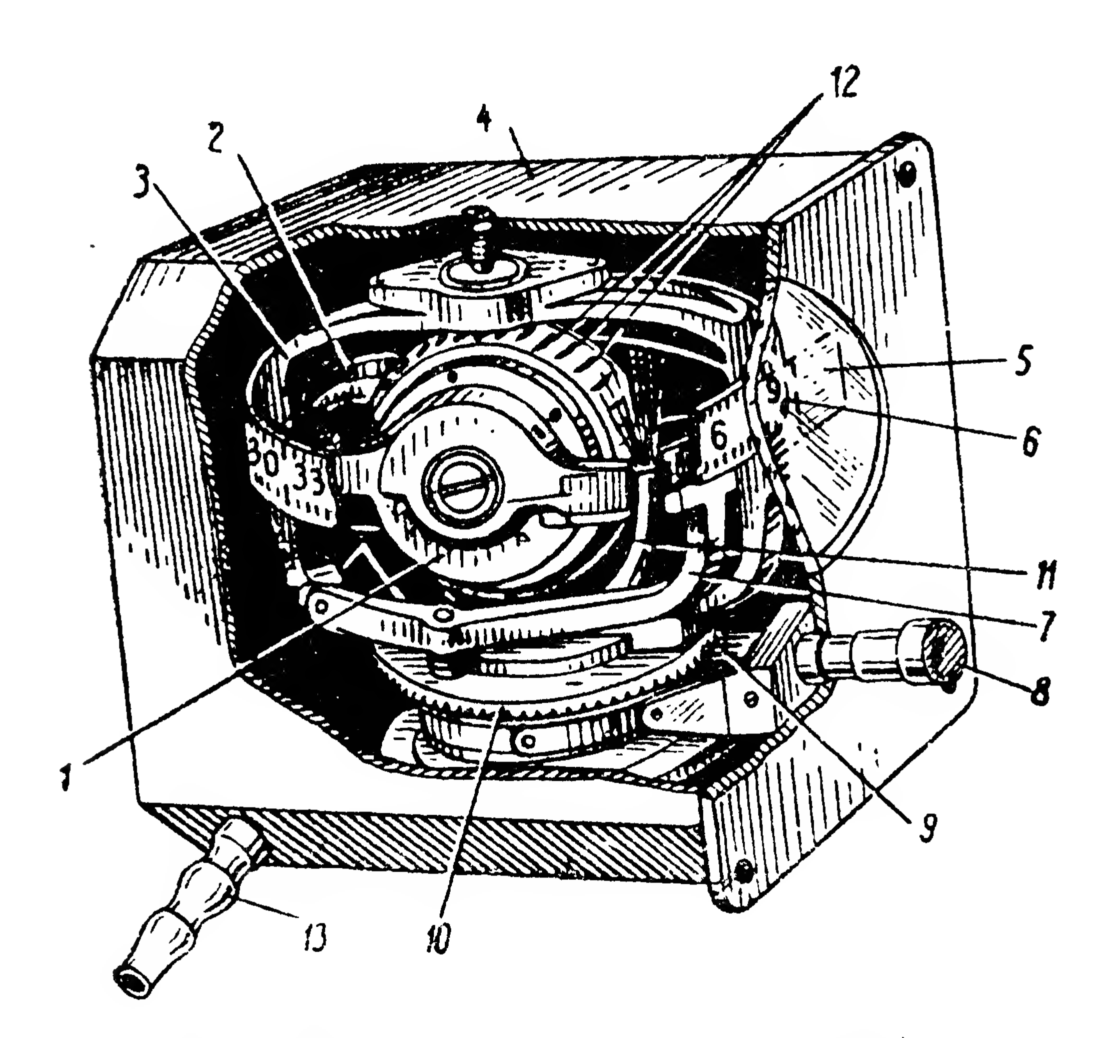
Из сказанного следует, что магнитный компас нельзя использовать для измерения угла поворота самолета и что для этой цели нужен другой прибор, свободный от влияния рассмотренных нами сил.

§ 30. ИЗМЕРЕНИЕ КУРСА ПОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ГИРОСКОПА

Магнитные компасы с магнитной системой, вращающейся вокруг вертикальной оси и ориентирующейся в плоскости магнитного меридиана места, показывают курс полета самолета со значительными погрешностями. Наличие этих погрешностей в ряде случаев исключает возможность пользования прибором, особенно при разворотах самолета на новый курс и в течение некоторого промежутка времени непосредственно после окончания разворота, пока происходит успокоение магнитной картушки компаса.

Поэтому потребовался прибор — курсоуказатель, который был бы свободен от погрешностей, приводящих к невозможности пользования прибором, или по крайней мере имел бы по возможности минимальные, практически допустимые величины погрешностей при любых режимах полета. На современных самолетах направление полета определяется с помощью комплекса различных приборов, дополняющих друг друга.

Одним из приборов, применяемых для этой цели, является гироскопический полукомпас, работа которого основана на использовании свойств гироскопа с тремя степенями свободы. Гироскопический полукомпас в течение некоторого промежутка времени указывает с практически достаточной точностью направление полета. Этот промежуток времени всегда больше времени, потребного для разворота самолета на новый курс, а следовательно, гирополукомпас может в случаях необходимости отсчета курса при разворотах самолета использоваться как более точный прибор, чем обычный магнитный компас.



Фиг. 365. Гирополукомпас (ГПК).

1—ротор гироскопа; *2*—внутренняя рамка карданного подвеса; *3*—внешняя рамка карданного подвеса; *4*—корпус прибора; *5*—стекло; *6*—неподвижный индекс; *7*—стопор; *8*—ручка арретира; *9*—зубчатое колесо; *10*—зубчатый диск; *11*—сопло; *12*—лунки; *13*—штуцер для подвода воздуха.

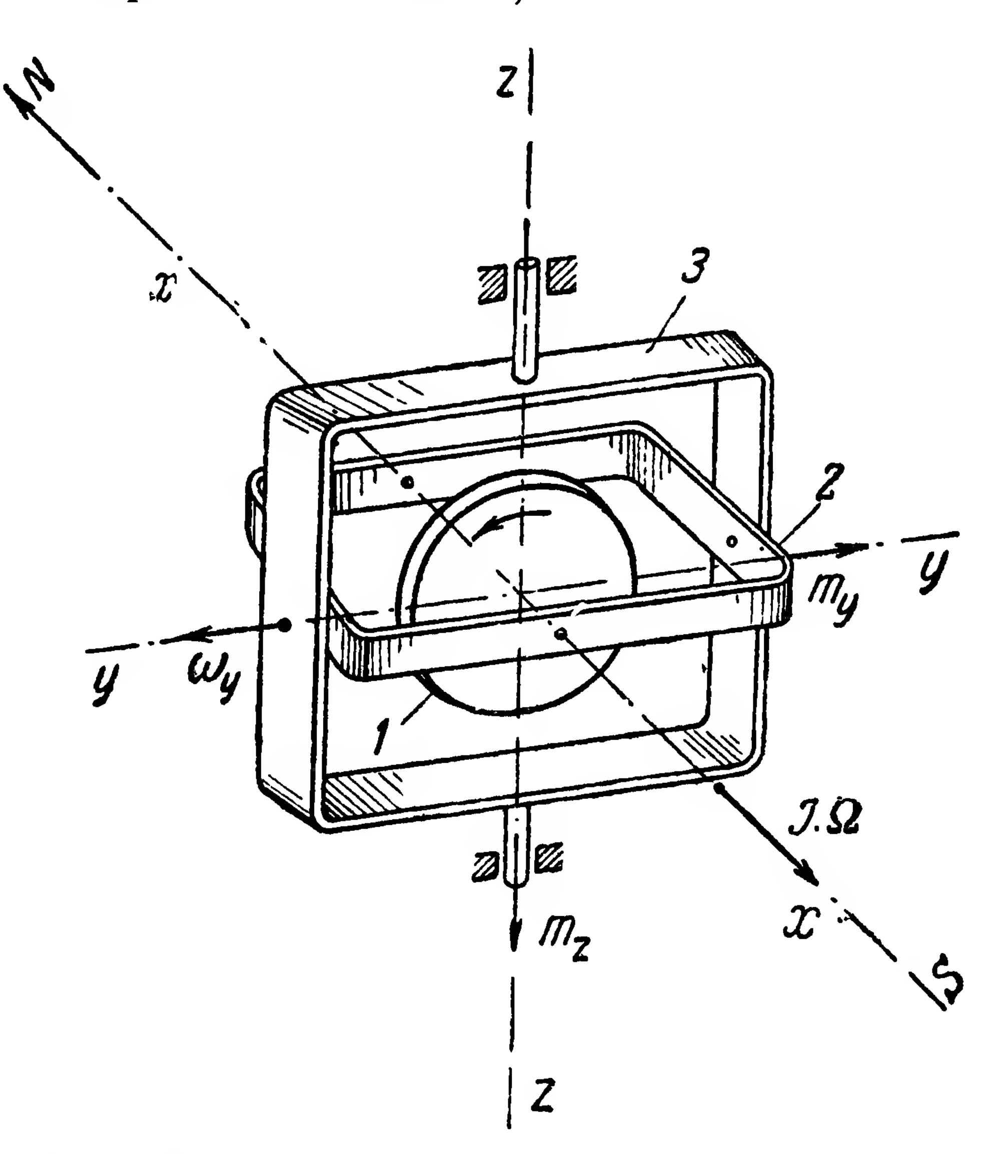
Назначение гирополукомпаса на самолете — указывать достаточно точно направление полета в тех случаях, когда магнитный компас не может быть использован для этой цели.

Гирополукомпас представляет собой пилотажный прибор, главной частью конструкции которого является гироскоп с тремя степенями свободы. В отличие от указателя гировертикали (или авиагоризонта) главная ось вращения гироскопа гирополукомпаса расположена горизонтально, ось вращения внешней рамки карданного подвеса вертикальна и на ней укреплена картушка, градуированная в угловых градусах (фиг. 365).

Если бы на гироскоп такого прибора не действовали моменты внешних сил, т. е. гироскоп был бы *свободным,* то его главная ось вращения $x—x$ (фиг. 366), будучи однажды ориентирована в плоскости географического меридиана места, неизменно сохраняла бы это направление, что дало бы возможность определить в каждый данный момент истинный курс полета самолета. Но в реальных конструкциях гироскопов всегда действуют различные моменты

внешних сил, которые отклоняют ось гироскопа от заданного ей направления. Чтобы парализовать действие на гироскоп внешних моментов и тем самым постоянно удерживать ось гироскопа в заданном направлении, необходима в приборе направляющая сила, способная создать противодействующий момент. Без этой силы гироскоп будет совершать вынужденную прецессию, скорость которой пропорциональна результирующей величине действующих внешних моментов. Гироскоп, как принято говорить, будет уходить от заданного направления (от меридиана места).

Основными причинами отклонения главной оси гироскопа от заданного направления являются силы трения в опорах осей карданного подвеса и несбалансированность гироскопа или несимметричное расположение масс гироскопа относительно осей вращения рамок карданного подвеса.



Фиг. 366. Схема работы гироскопа гирополукомпаса.

1—ротор гироскопа; 2—внутренняя рамка; 3—внешняя рамка.

Силы трения в опорах осей внешней и внутренней рамок карданного подвеса создают под влиянием вращения Земли вокруг собственной оси и поворота самолета при его полете относительно центра Земли так называемый застой, величина которого пропорциональна трению в опорах. Уменьшение застоя достигается уменьшением трения в опорах осей рамок карданного подвеса и увеличением кинетического момента гироскопа путем увеличения числа оборотов ротора.

Несбалансированность гироскопа относительно осей рамок карданного подвеса или несимметричное размещение масс деталей гироскопа приводит к появлению момента, отклоняющего главную ось гироскопа от заданного направления. Это явление особенно сказывается при виражах самолета, когда ускорения становятся весьма значительными.

Рассмотрим влияние основных факторов на работу гирополукомпаса.

Влияние на работу ГПК вращения Земли вокруг собственной оси

Земля вращается вокруг своей оси равномерно с угловой скоростью

$$\omega = \frac{2\pi}{24 \cdot 60 \cdot 60} = \frac{6,28}{86 \cdot 400} = 0,000073 \text{ рад/сек.}$$

в направлении против движения часовой стрелки, если смотреть на Землю со стороны Северного полюса.

Составляющие вектора скорости вращения Земли по вертикали и по горизонтали данного места в плоскости меридиана равны

$$\omega_{верт} = \omega \sin \varphi,$$
$$\omega_{гор} = \omega \cos \varphi,$$

где φ — широта места.

Если предположить, что гироскоп гирополукомпаса идеально сбалансирован относительно осей внешней и внутренней рамок карданного подвеса, что в опорах этих осей действуют некоторые силы трения, определяемые коэффициентами L и K, и что этот гироскоп установлен на неподвижном относительно Земли основании так, что его вертикальная ось z—z (ось внешней рамки) совпадает с направлением вектора скорости $\omega_{верт}$, а ось y—y (ось внутренней рамки) — с направлением вектора скорости $\omega_{гор}$, то на гироскоп будут действовать следующие основные моменты сил:

1) Кинетический момент $J\Omega$ гироскопа, стабилизирующий направление его главной оси вращения в плоскости географического меридиана места.

2) Момент трения m_z в опорах оси внешней рамки карданного подвеса, который благодаря наличию вертикальной составляющей земного вращения будет стремиться увлечь гироскоп в сторону вращения Земли. Однако гироскоп, стремясь сохранить направление своей оси в пространстве неизменным, будет как бы «отставать» от вращения корпуса прибора, что приведет в итоге к появлению так называемого застоя гироскопа.

3) Момент трения m_y в опорах оси внутренней рамки карданного подвеса, который благодаря горизонтальной составляющей земного вращения $\omega_{гор}$ и действию момента трения в опорах внешней рамки, порождающего прецессию внутренней рамки, приводит к появлению некоторого застоя последней.

Величина угла застоя относительно меридиана пропорциональна моменту трения m_y в опорах внутренней рамки, вертикальной составляющей скорости земного вращения и обратно пропорциональна гироскопическому моменту и моменту трения m_z. С достаточным для практики приближением можно считать, что угол застоя равен

$$\alpha_{z\,заст} = \frac{m_y \omega_{верт}}{(J\Omega\omega_{гор} + m_z)\,\omega_{гор}}.$$

Если пренебречь гироскопическим моментом, как величиной незначительной по сравнению с m_z (так как $\omega_{гор}$ очень мало), то получим уравнение

$$\alpha_{z\,заст} \approx \frac{m_y \omega_{верт}}{m_z \omega_{гор}} = \frac{m_y}{m_z} \operatorname{tg} \varphi. \qquad (214)$$

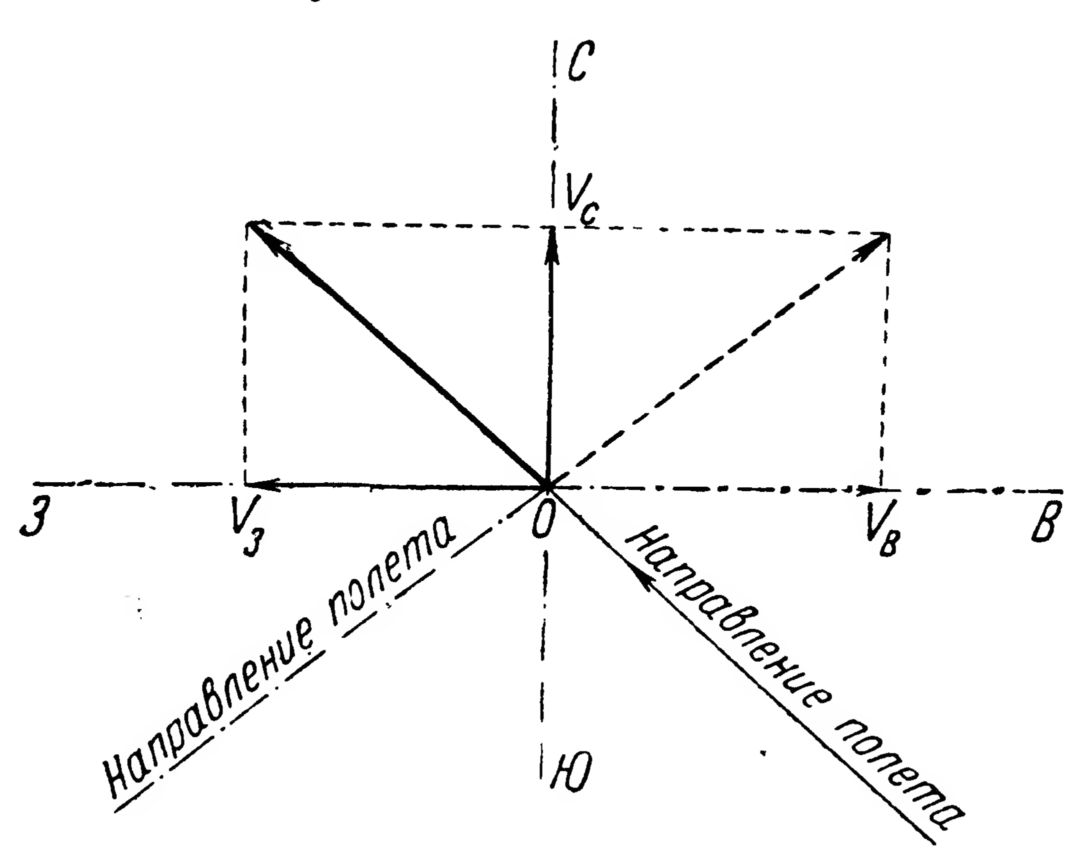
Как видно из уравнения (214), застой (или смещение) оси гироскопа с меридиана пропорционален широте места, вследствие чего это смещение называется *широтной погрешностью*.

Влияние движения самолета на работу ГПК

Гирополукомпас, установленный на самолете, будет перемещаться во время полета по отношению к мировому пространству не только со скоростью вращения Земли, но также и со скоростью движения самолета.

В общем случае полную скорость движения самолета можно разложить на составляющие: одну по направлению север — юг и вторую — по направлению запад — восток.

Предположим, что самолет, находясь на широте φ, летит в северо-западном направлении с равномерной линейной скоростью V (фиг. 367). Составляющую этой полной скорости на западное на-



Фиг. 367. Составляющие скорости полета в направлении меридиана и направлении запад—восток.

правление назовем $V_з$ и на северное направление $V_с$. Первая из этих составляющих представляет собой линейную скорость поворота самолета относительно географической оси Земли, вторая составляющая — линейную скорость — скорость поворота самолета относительно оси, лежащей в плоскости экватора.

Если полет совершается на широте φ, то радиус поворота самолета относительно географической оси Земли равен $R\cos\varphi$, где R — радиус Земли. Поэтому угловая скорость движения самолета равна (высотой полета пренебрегаем):

в западном направлении

$$\omega_з = \frac{V_з}{R\cos\varphi},$$

в северном направлении

$$\omega_с = \frac{V_с}{R}.$$

Следовательно, на гироскоп будут действовать угловые скорости, представляющие собой сумму соответствующих составляющих ско-

рости земного вращения и скорости движения самолета; смещение (или застой) оси гироскопа относительно меридиана определится уравнением

$$\alpha_{z\,заст} = \frac{m_y \omega_{верт}}{m_z (\omega_{гор} - \omega_з)} - \frac{\omega_c}{(\omega_{гор} - \omega_з)}. \qquad (215)$$

Составляющие $\omega_з$ и ω_c зависят по величине и направлению от курса полета самолета: при северо-западном и юго-западном направлениях полета направление скорости $\omega_з$ противоположно скорости вращения Земли, а при северо-восточном и юго-восточном направлениях — совпадает с ней; направление скорости ω_c изменяется в зависимости от того, совершается полет в северном или южном направлении.

Таким образом, уравнением (215) выражается так называемая поправка на широтную и курсовую погрешность.

Если принять $m_y = m_z$, что обычно практически и бывает в гирополукомпасах, то получим

$$\alpha_{z\,заст} = \frac{\omega_{верт} - \omega_c}{\omega_{гор} - \omega_з}. \qquad (216)$$

Наибольшее значение эта поправка будет иметь, когда самолет летит вдоль меридиана. В этом случае имеем

$$\omega_c = \frac{V}{R}; \quad \omega_з = 0;$$

$$\omega_{вер} = \omega \sin\varphi \quad и \quad \omega_{гор} = \omega \cos\varphi$$

и, следовательно,

$$\alpha_{z\,заст\,max} = \operatorname{tg}\varphi - \frac{V}{R\omega\cos\varphi}. \qquad (217)$$

В современных гирополукомпасах при установившемся горизонтальном полете эта погрешность учитывается путем смещения картушки с помощью арретира в ту или иную сторону, в зависимости от знака погрешности.

При прямолинейном движении самолета над поверхностью Земли возникает центростремительное ускорение, направленное к центру Земли. Величина этого ускорения равна отношению квадрата линейной скорости движения самолета к радиусу Земли

$$a_{nv} = \frac{V^2}{R}.$$

Кроме того, поскольку самолет, а вместе с ним и гироскоп участвуют в сложном движении: в относительном движении Земли вокруг ее оси и в собственном движении (движением вокруг Солнца пренебрегаем), на гироскоп будут действовать кориолисовы ускорения

$$a'_к = 2V_з\omega\sin\varphi,$$

действующее горизонтально к западу, если составляющая полной скорости самолета направлена на запад, или к востоку, если составляющая полной скорости самолета направлена на восток, и

$$a''_к = 2V_с\omega\sin\varphi,$$

действующее горизонтально к северу или югу, в зависимости от направления полета.

Если скорость самолета непостоянна, то к этим ускорениям добавятся еще ускорения от неравномерного движения самолета:

$\varepsilon_з$ — действующее горизонтально в западном или восточном направлениях;

$\varepsilon_с$ — действующее горизонтально в северном или южном направлениях.

Все эти ускорения в сумме дадут равнодействующую, которая при несбалансированности гироскопа создаст некоторую силу, стремящуюся отклонить гироскоп от заданного направления.

Несбалансированность гироскопа представляет собой смещение центра тяжести гироскопического узла на некоторое расстояние от точки пересечения осей гироскопа. Если расстояние между центром тяжести гироскопа и точкой пересечения осей будет l, вес гироскопа P, то момент, действующий на гироскоп вследствие ускорений, будет равен

$$m_{уск} = \frac{P}{g}\,l(\bar{a}_{nv} + \bar{a}'_к + \bar{a}''_к + \bar{\varepsilon}_з + \bar{\varepsilon}_с). \quad (218)$$

Действие этого момента в совокупности с моментами трения в опорах рамок карданного подвеса приводит к постепенному уходу гироскопа от заданного направления. Скорость вынужденной прецессии гироскопа пропорциональна этому моменту.

Из уравнения (218) следует, что уход гироскопа вследствие несбалансированности будет совершаться и при строго горизонтальном и равномерном движении самолета, но наибольшим он будет при всех прочих равных условиях в том случае, если движение самолета неравномерно. Это же уравнение показывает, что величина момента $m_{уск}$ в значительной степени зависит от скорости самолета и направления полета, так как этими факторами определяются величины и направления центростремительного и кориолисовых ускорений.

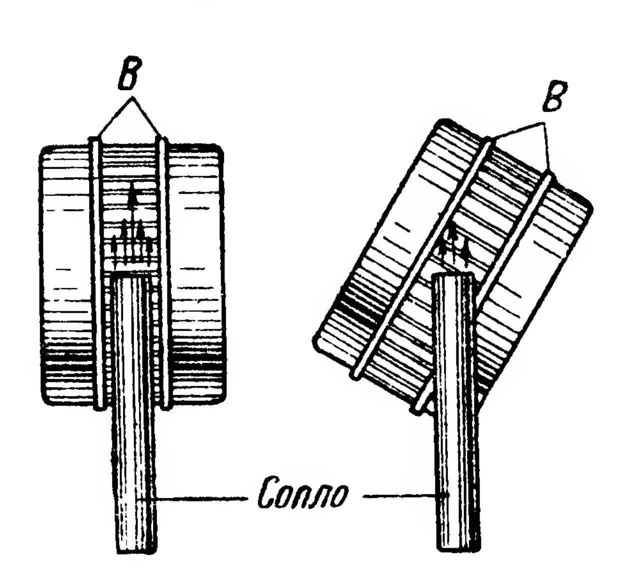
В современных гирополукомпасах уход гироскопа от заданного направления составляет около 5° за 15 мин. при условии равномерного и прямолинейного полета самолета.

Если учесть, что при эксплуатации гирополукомпасов в различных условиях моменты трения в опорах осей карданного подвеса могут возрастать, а балансировка гироскопа может ухудшаться, то станет понятным, что погрешности этого прибора могут соответственно возрасти.

Все это приводит к необходимости иметь в таком приборе специальное устройство, с помощью которого можно было бы периоди-

чески вручную восстанавливать положение картушки в соответствии с заданным направлением полета. В качестве такого устройства в приборе служит так называемый корректирующий механизм, состоящий из стопора *7* (см. фиг. 365), ручки *8* с зубчатым колесом *9* и зубчатого диска *10*, служащего вместе с тем площадкой, на которой укреплен весь гироскопический узел прибора. Поворотом ручки *8* в соответствующую сторону можно в полете периодически возвращать гироскоп в первоначальное (заданное) положение.

Гирополукомпас как прибор для определения курса полета самолета является вспомогательным прибором, и его основное назначение состоит в том, чтобы при разворотах (виражах) самолета, а также непосредственно после окончания разворота, когда магнитный компас вследствие увлечения, а также виражной и северной поворотной ошибок не дает правильных показаний, восполнить этот пробел и дать возможность определить угол разворота самолета и новый курс полета в этот момент. Поскольку суммарное время разворота самолета и успокоения картушки магнитного компаса после разворота невелико, гирополукомпас в этот промежуток времени дает показания с практически достаточной точностью.



Фиг. 368. Действие коррекции при наклонах гироскопа.

Для исключения возможности завала внутренней рамки гироскопа, что может привести к лишению последнего одной степени свободы, в конструкции гирополукомпаса предусмотрено устройство, стремящееся удержать плоскость внутренней рамки карданного подвеса перпендикулярно плоскости внешней рамки.

Для этого на рабочей поверхности ротора гироскопа предусмотрены специальные реборды на таком расстоянии друг от друга, которое, с одной стороны, обеспечивает действующую рабочую площадь лунок *12* (см. фиг. 365) и, с другой стороны, не дает возможности горизонтальной рамке наклониться на угол, превышающий допустимый.

При повороте гироскопа (фиг. 368) струя воздуха, выходящая из сопла, будет ударять в ту или иную реборду *В* (в зависимости от поворота) и тем самым создавать корректирующий момент вокруг вертикальной оси, направленный противоположно моменту трения.

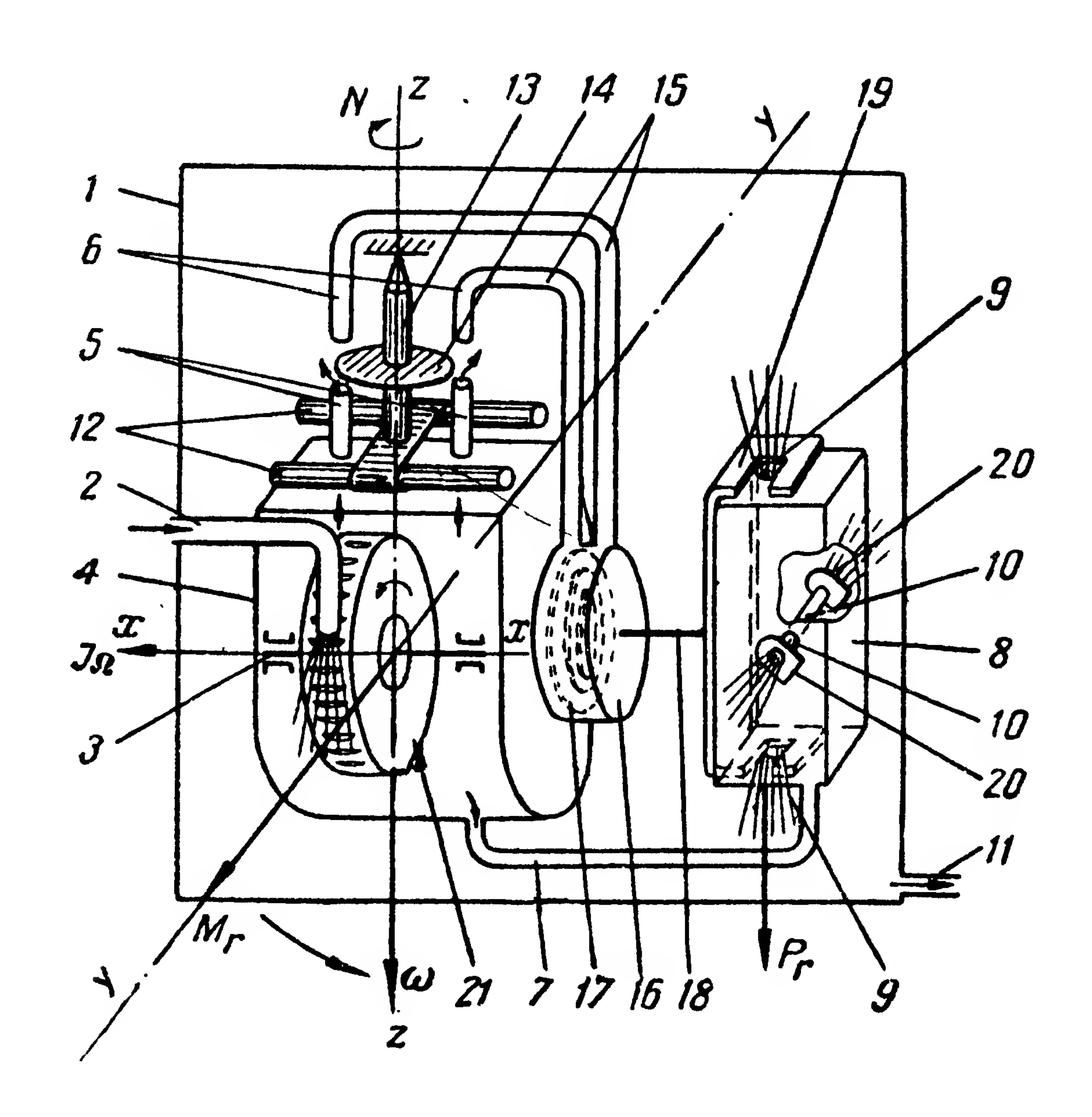
Корректирующий момент будет увеличиваться с увеличением наклона внутренней рамки, и когда он сравняется с моментом трения, прецессия гироскопа прекратится, так как сумма действующих внешних моментов будет равна нулю.

Гиромагнитный компас (ГМК)

Так как гирополукомпас наряду с большими достоинствами имеет ряд значительных недостатков, то советскими конструкторами еще в 30-х годах был разработан прибор, в котором ось гироскопа удер-

живалась в заданном направлении с помощью магнитов. Этот прибор получил название «гиромагнитного компаса» и являлся долгое время единственной конструкцией, в которой использовалась направляющая сила земного магнитного поля для стабилизации оси гироскопа в заданном направлении.

В гиромагнитном компасе (фиг. 369) предусмотрено специальное устройство в виде магнитной системы *12*, пневматического реле *16*



Фиг. 369. Принципиальная схема гиромагнитного пневматического компаса.

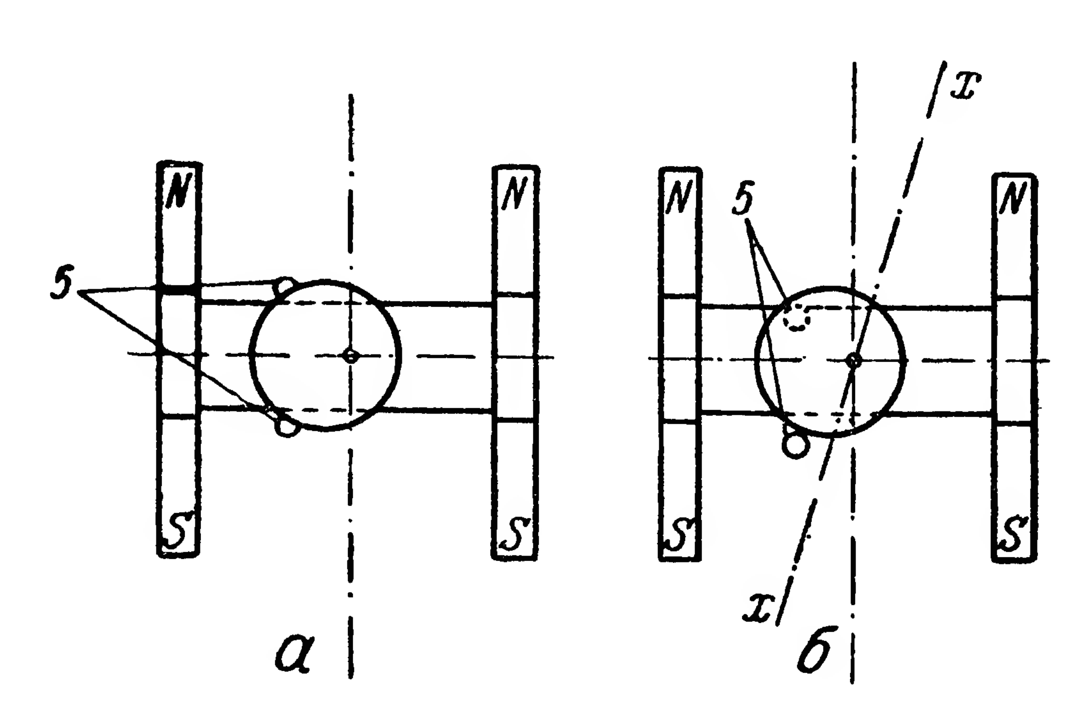
1—корпус; *2*—сопло для подвода воздуха к ротору; *3*—подшипник ротора; *4*—камера ротора; *5*—выходные сопла магнитной коррекции; *6*—верхние (входные) сопла; *7*—трубопровод; *8*—реактивная камера; *9* и *10*—отверстия реактивной камеры; *11*—отверстие в корпусе; *12*—магнитная система; *13*—ось магнитной системы; *14*—эксцентричная заслонка; *15*—трубопроводы к пневмореле; *16*—пневматическое реле: *17*—мембрана; *18*—шток; *19*—заслонка реактивной камеры; *20*—маятниковые заслонки; *21*—ротор.

и реактивной камеры *8*; с помощью этого устройства направление главной оси вращения гироскопа автоматически устанавливается и удерживается в плоскости магнитного меридиана Земли. Вся остальная (гироскопическая) часть принципиально ничем не отличается от гирополукомпаса. Таким образом, этот прибор объединяет в себе по существу два прибора: гирополукомпас и обычный магнитный компас.

Гиромагнитный компас устроен так, что при установке его на самолет вертикальная ось $z—z$ гироскопа параллельна вертикальной оси самолета, главная ось $x—x$ параллельна оси магнитной системы, а третья ось $y—y$ направлена с запада на восток.

Работает прибор следующим образом.

При наличии разрежения (при вакуумном питании) в корпусе *1* прибора или давления (при компрессивном питании) в камере *4* ротора гироскопа ротор *21* начинает вращаться в сторону, указанную на фиг. 369 стрелкой. Часть отработанного воздуха из камеры *4* попадает через сопла *5* в корпус *1* прибора, а часть через трубопровод *7* в реактивную камеру *8* и оттуда через отверстия *9* и *10* выходит в корпус *1* и затем в атмосферу через отверстие *11*. Магнитная коррекция состоит из пары магнитов *12*, жестко соединенных с осью *13*, которая снабжена эксцентричной заслонкой *14*, одинаково (примерно пополам) перекрывающей в нейтральном положении оба сопла *5* и подходящие к ним трубопроводы *15*. Трубопроводы *15* соединены другими своими концами с пневматическим реле *16*.



Фиг. 370. Схема работы магнитной коррекции.
а — нейтральное положение заслонки; *б* — отклоненное положение заслонки.

В пневматическом реле подвижная мембрана *17* сидит на оси *18*, с которой соединена заслонка *19*, одинаково перекрывающая в нейтральном положении отверстия *9* камеры *8*. Магнитная коррекция работает следующим образом. Когда ось *x—x* ротора *21* и ось магнитной системы *12* находятся в плоскости меридиана, сопла *5* перекрыты эксцентричной заслонкой *14* одинаково, и в верхних трубопроводах *15* создается одинаковое динамическое давление; если же ось *x—x* ротора почему-либо отклонится от плоскости магнитного меридиана места и составит с осью магнитов *12* некоторый угол, то сопла *5* вместе с камерой *4* ротора повернутся на тот же угол; при этом эксцентричная заслонка *14* откроет одно из сопел и прикроет другое (фиг. 370). Равенство динамических давлений в трубопроводах *15* нарушится (см. фиг. 369).

Образовавшаяся разность давлений заставит переместиться мембрану *17*, а вместе с ней заслонку *19*, которая откроет одно отверстие *9* и перекроет другое. При этом реактивные силы, создаваемые воздушными струями, выходящими из камеры *8* через отверстия *9*, станут разными. Под действием момента реактивной силы P_r главная ось гироскопа возвратится в плоскость магнитного меридиана со скоростью прецессии, выражаемой вектором ω.

Прецессионное движение будет совершаться до тех пор, пока не восстановится равенство динамических давлений в пневматическом реле, т. е. пока ось ротора $x—x$ не совпадет с направлением оси магнитной системы. Таким образом, корректирующий механизм, состоящий из магнитной системы *12,* пневматического реле *16,* эксцентричной заслонки *14* и двух пар сопел *5* и *6,* создает направляющую силу, удерживающую главную ось гироскопа в плоскости магнитного меридиана.

Гиромагнитному компасу также присущи погрешности, основными из которых являются застой, девиация, креновая и северная поворотная ошибки.

Застой гиромагнитного компаса вызывается трением в подшипниках внутренней рамки карданного подвеса и зависит от чувствительности пневматического реле: чем больше трение в подшипниках внутренней рамки и чем меньше чувствительность пневматического реле, тем больше застой гиромагнитного компаса.

Чувствительность пневматического реле характеризуется величиной минимального перепада давлений, при которой реле начинает действовать. В современных гиромагнитных компасах обычно шток *18* (фиг. 369) магнитной коррекции начинает передвигаться при перепаде давлений в камерах пневматического реле, равном около 2,5 *мм* вод. ст. Такой перепад давлений возникает при отклонении оси гироскопа от оси магнитной системы на угол, равный приблизительно 0,5°. При указанном перепаде давлений шток пневматического реле почти полностью откроет отверстия реактивной камеры, вследствие чего создается реактивный момент M_r, который заставит гироскоп прецессировать в сторону совмещения направлений главной оси своего вращения с магнитной осью магнитной системы. Отверстия реактивной камеры обычно делаются такими, чтобы при полном их открытии величина реактивного момента была равна сумме момента трения и гироскопического момента при допустимой скорости прецессии гироскопа, т. е.

$$M_r = M_г + M_{тр} = J\Omega\omega + M_{тр}, \tag{219}$$

где M_r — реактивный момент;
$M_г$ — гироскопический момент;
$M_{тр}$— момент трения на оси внутренней рамки.

Из выражения (219) можно найти величину угловой скорости прецессии, возникающей под действием реактивного момента

$$\omega = \frac{M_r - M_{тр}}{J\Omega}. \tag{220}$$

Из уравнения (220) видно, что прецессия гироскопа под действием магнитной коррекции начнется тогда, когда реактивный момент будет больше момента трения, т. е. когда разность между реактивным моментом и моментом трения будет больше нуля

$$M_r - M_{тр} > 0.$$

Пример. Подсчитаем величину хода штока пневматического реле, при которой начинается прецессия гиромагнитного компаса при следующих данных:

Момент инерции $J=0{,}7$ *г см сек*^{2}.

Скорость вращения ротора $n=12\,000$ об/мин.

Скорость прецессии $\omega=10°$ в 1 минуту.

Момент трения $M_{тр}=0{,}3$ *г см*.

Ширина отверстия реактивной камеры в направлении хода штока 0,9 *мм*.

При совпадении направления магнитной и главной осей гироскопа каждое из отверстий камеры наполовину открыто. Следовательно, для полного открытия отверстия шток должен передвинуться на 0,45 *мм*. При этом реактивный момент должен быть равен сумме гироскопического момента $M_г$ и момента трения $M_{тр}$, т. е.

$$M_r = M_г + M_{тр}.$$

Угловая скорость вращения ротора в радианах в секунду равна

$$\Omega = \frac{2\pi n}{60} = \frac{3,14 \cdot 12\,000}{30} \text{ рад/сек.},$$

а угловая скорость прецессии, выраженная в радианах в секунду, равна

$$\omega = \frac{2\pi}{360°}\,\frac{10°}{60} = \frac{3,14}{36 \cdot 30}.$$

Подставляя полученные величины в уравнение, найдем

$$M_r = \frac{3,14 \cdot 12\,000}{30}\,\frac{3,14}{36 \cdot 30} + 0{,}3 = 3{,}95 \text{ гсм}.$$

Полученная величина реактивного момента в 13 раз превышает величину момента трения.

Приближенно можно принять, что реактивный момент пропорционален величине открытия отверстия реактивной камеры. Следовательно, при движении штока на $^1/_{10}$ полного его хода, т. е. на 0,045 *мм*, реактивный момент также будет равен $^1/_{10}$ полученной выше величины, т. е. $M_r=0{,}395$ *г см*, и будет в состоянии преодолеть момент трения, равный 0,3 *г см*. Таким образом, величина застоя гиромагнитного компаса не превышает 0,5°, так как при таком отклонении магнитной системы пневматическое реле уже вступает в действие.

Погрешность от девиации. При изменении курса полета может возникнуть погрешность в показаниях ГМК вследствие различия в величинах девиации магнитной системы прибора на первоначальном и последующем курсах. Если разность этих девиаций равна $\Delta\delta$, то при перемене курса магнитная система изменит свое положение в горизонтальной плоскости на эту же величину. В свою очередь гироскоп займет новое положение, соответствующее положению магнитной системы, не сразу, а через некоторый промежуток времени, опре-

деляемый скоростью прецессии. Непосредственно после окончания разворота ошибка будет несколько меньше разности девиаций, так как за время разворота самолета гироскоп под действием реактивного момента совершал движение с некоторой скоростью прецессии.

Если обозначить время разворота самолета через t_p, а скорость прецессии через ω, то величина прецессии за этот промежуток времени будет равна произведению скорости прецессии на это время (ωt_p). Следовательно, к концу разворота величина погрешности Δ будет равна разности между величиной $\Delta\delta$ и величиной прецессии, т. е.

$$\Delta = \Delta\delta - \omega t_p. \tag{221}$$

Время разворота t_p можно определить, если известны угол разворота самолета и угловая скорость разворота.

Обозначим первоначальный курс самолета буквой K_1, новый курс K_2 и угловую скорость разворота самолета в оборотах в минуту через ω_c. В этом случае угол разворота будет равен разности между прежним и новым курсами самолета, т. е. $K_1 - K_2$, а скорость разворота в угловых градусах — произведению $360\omega_c$. Следовательно, время, потребное на разворот самолета с курса K_1 на курс K_2, будет равно

$$t_p = \frac{K_1 - K_2}{360\omega_c}.$$

Подставляя полученное выражение времени в равенство (221), найдем, что к концу разворота величина погрешности будет равна

$$\Delta = \Delta\delta - \frac{\omega (K_1 - K_2)}{360\omega_c}. \tag{221a}$$

Предположим, что самолет летел, имея курс $K_1 = 270°$, и должен был совершить разворот со скоростью $\omega_c = 1$ об/мин на новый курс $K_2 = 90°$. Девиация у гиромагнитного компаса на курсе 270° равна $\delta_{270} = +9°$, а на курсе 90° девиация $\delta_{90} = +1°$. Скорость прецессии гироскопа $\omega = 10°$ в минуту.

При этих данных погрешность в показаниях гиромагнитного компаса от разности девиаций составит к концу разворота

$$\Delta = (9° - 1°) - \frac{10\,(270 - 90)}{360 \cdot 1} = 8 - \frac{180}{36} = 3°.$$

Так как скорость прецессии гироскопа равна 10° в минуту, то приблизительно через 20 сек. направление главной оси вращения ротора гироскопа совпадет с направлением оси магнитной системы; по шкале гиромагнитного компаса с учетом девиации его на этом новом курсе можно получить магнитный курс самолета.

На современных самолетах, насыщенных большим количеством электрифицированных объектов специального оборудования и вооружения, гиромагнитный компас применять стало затруднительно, так как девиация магнитной системы в этом приборе выходит за допустимые пределы. Это потребовало разработки такого прибора,

который, сохраняя все положительные качества ГМК, в то же время не был бы подвержен чрезмерному влиянию факторов, увеличивающих девиацию.

Рассмотренные в § 29 погрешности магнитного компаса присущи и гиромагнитному компасу, поскольку его магнитная система принципиально не отличается от магнитной системы обычного магнитного компаса.

Электрический дистанционный гиромагнитный компас (ДГМК) является дальнейшим развитием гиромагнитного компаса, но конструктивно значительно отличается от него. Принципиальное устройство, работа и другие вопросы, касающиеся этого прибора, рассмотрены ниже.

§ 31. ДИСТАНЦИОННЫЕ КОМПАСЫ

В конструкции современных самолетов используется значительное количество ферромагнитных материалов, отрицательно влияющих на точность показаний магнитного компаса (см. § 29).

Но точность работы магнитного компаса зависит не только от наличия ферромагнитных масс, главным образом расположенных вблизи кабины летчика или штурмана. На современных самолетах имеется значительное количество электрифицированного оборудования, которое также представляет собой фактор, ухудшающий условия работы магнитного компаса.

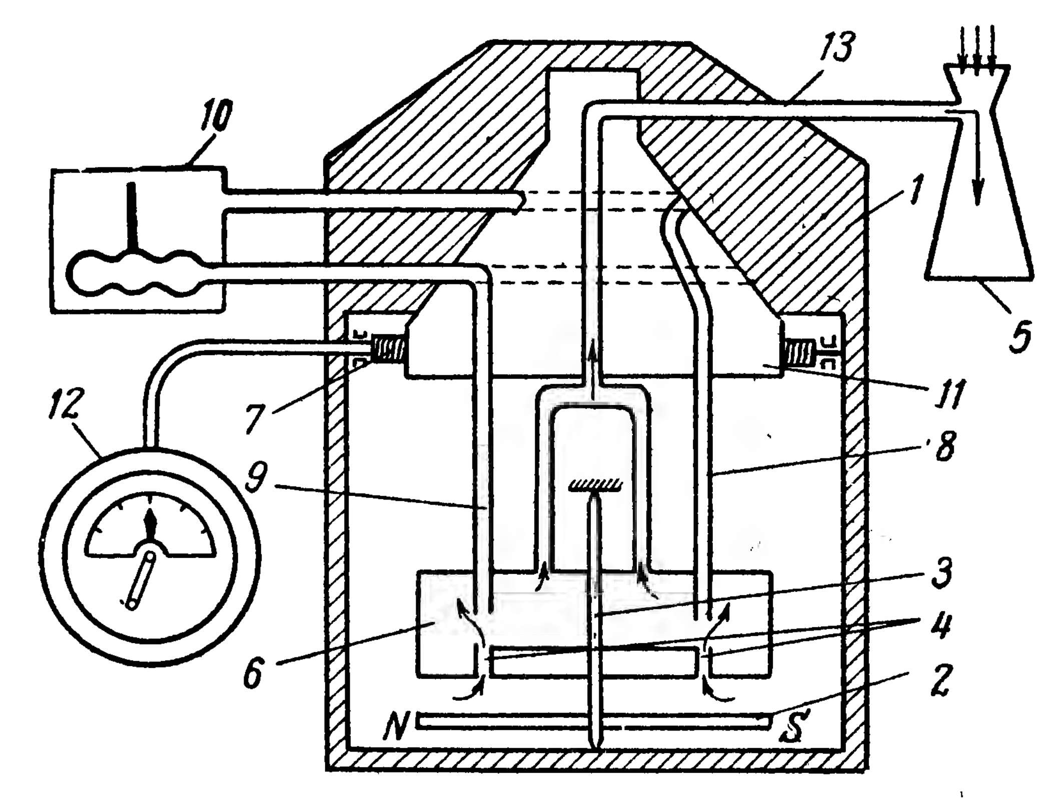
Поэтому оказалось необходимым искать способы если не полного устранения, то хотя бы значительного уменьшения влияния этих факторов. Ясно, что магнитная система компаса должна быть помещена в таком месте на самолете, где влияние ферромагнитных масс и объектов электрифицированного оборудования на работу магнитного компаса будет наименьшим. Найти такое место на самолете можно, но оно неизбежно находится на таком расстоянии от кабины летчика или штурмана, которое исключает возможность непосредственного отсчета показаний прибора. Это определило необходимость дистанционной передачи между датчиком, заключающим в себе магнитную систему, устанавливающуюся по магнитному меридиану места, и указателем, установленным в поле зрения летчика (или штурмана) и синхронно повторяющим угловые перемещения магнитной системы датчика.

В результате ряда попыток изготовления такого дистанционного компаса была создана одной из первых конструкция дистанционного пневматического компаса, принципиальная схема которого изображена на фиг. 371.

В корпусе датчика *1* помещен на оси магнитный стержень *2*, жестко связанный с эксцентричной заслонкой *3*, одинаково перекрывающей в нейтральном положении оба сопла *4*. В результате создающегося в трубке Вентури *5* разрежения из камеры *6* будет непрерывно отсасываться воздух через трубопровод *13*. При одинаково перекрытых соплах *4* в трубопроводах *8* и *9* давление будет одинаковым; это давление передается мембране курсоуказателя *10*; стрелка курсоуказателя будет занимать нейтральное положение. Если

самолет по какой-либо причине отклонился от курса, соответствующего нейтральному положению стрелки курсоуказателя, заслонка *3* перекроет сопла неодинаково и в трубопроводах *8* и *9* давление будет различным. Это вызовет прогиб (деформацию) мембраны в том или ином направлении, и стрелка курсоуказателя отклонится в соответствующую сторону. Разность давлений сохранится все время, пока самолет не вернется на первоначальный (заданный) курс, соответствующий нейтральному положению заслонки *3*.

Установка заданного курса осуществляется с помощью задатчика курса *12*, вращение ручки которого передается через гибкий валик и червяк *7* камере *6*, могущей вращаться вместе с трубопро-



Фиг. 371. Принципиальная схема дистанционного пневматического компаса.

1—корпус датчика; *2*—магнитный стержень; *3*—заслонка; *4*—сопла; *5*—трубка Вентури; *6*—камера; *7*—червяк; *8* и *9*—трубопроводы; *10*—курсоуказатель; *11*—корпус; *12*—задатчик курса; *13*—отсасывающий трубопровод.

водами в пределах 360°. При повороте рукоятки задатчика на некоторое число градусов на то же число градусов повернется и камера *6* вместе с трубопроводом. Сопла при этом перекрываются заслонкой *3* неодинаково, что будет отмечено соответствующим отклонением стрелки курсоуказателя. Чтобы установить самолет на соответствующий курс, необходимо повернуть его, а вместе с ним и корпус датчика компаса на то же число градусов, на которое была повернута подвижная часть датчика.

Дистанционный пневматический компас имеет ряд недостатков.

1. Дистанционность его крайне ограничена из-за больших потерь давления в трубопроводах, соединяющих датчик с указателем.

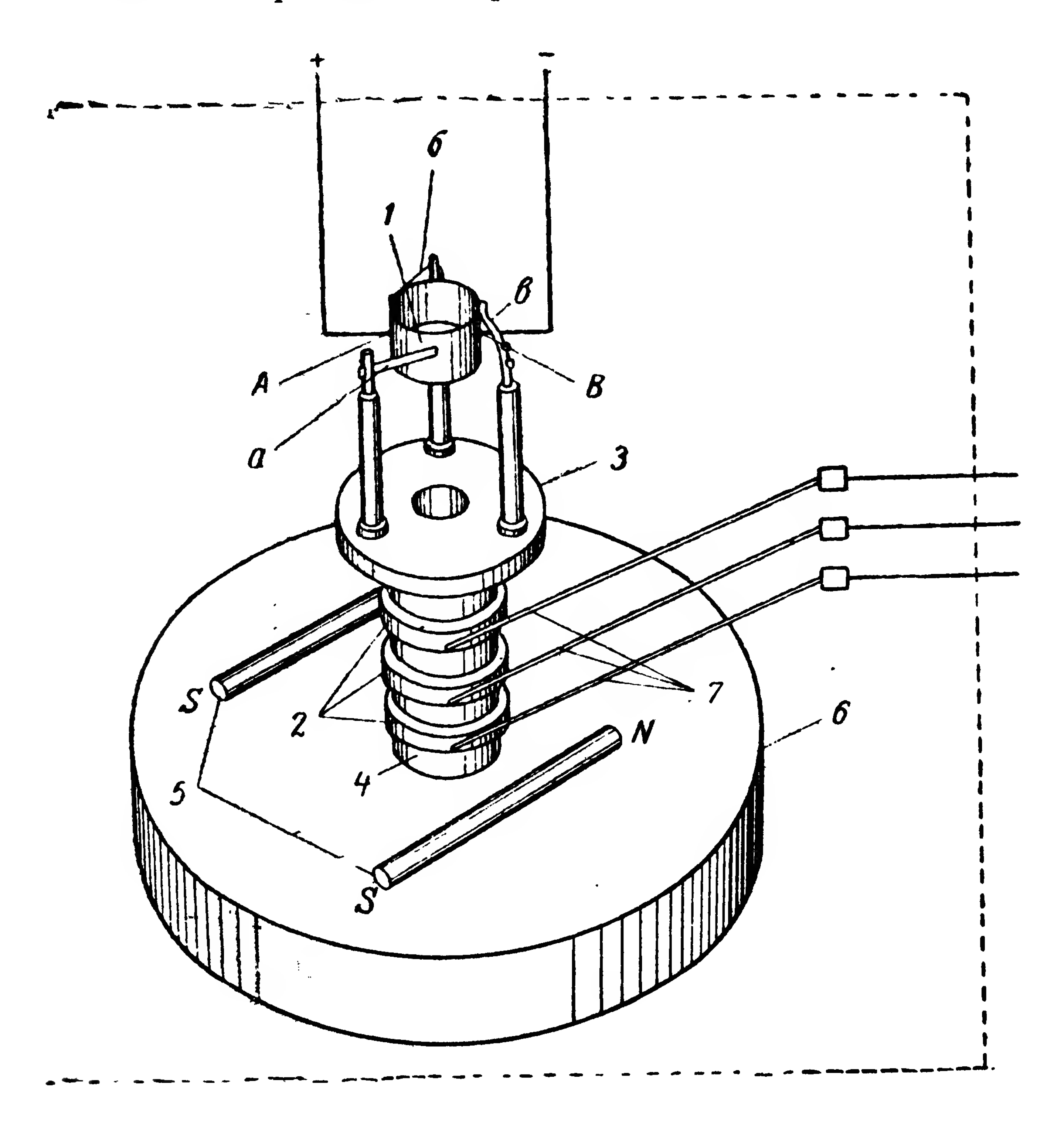
2. Чувствительность компаса непостоянна и зависит от колебаний разрежения в камере прибора. Наличие курсоуказателя с методом нулевого отсчета требует от летчика или штурмана дополнительных операций по установке системы в нейтральное положение при каждом изменении курса полета. Поэтому прибор не получил распространения в авиации.

Более совершенными являются магнитные компасы с электрической дистанционной передачей на постоянном или переменном токе.

Дистанционные магнитные компасы на постоянном токе

Для дистанционной передачи показаний компаса с помощью постоянного тока наиболее удачной как по простоте устройства, так и по точности передачи оказалась потенциометрическая схема (фиг. 202), подробно рассмотренная в § 16.

Принципиальная схема датчика дистанционного потенциометрического компаса изображена на фиг. 372. На кольцевом потенциомет-



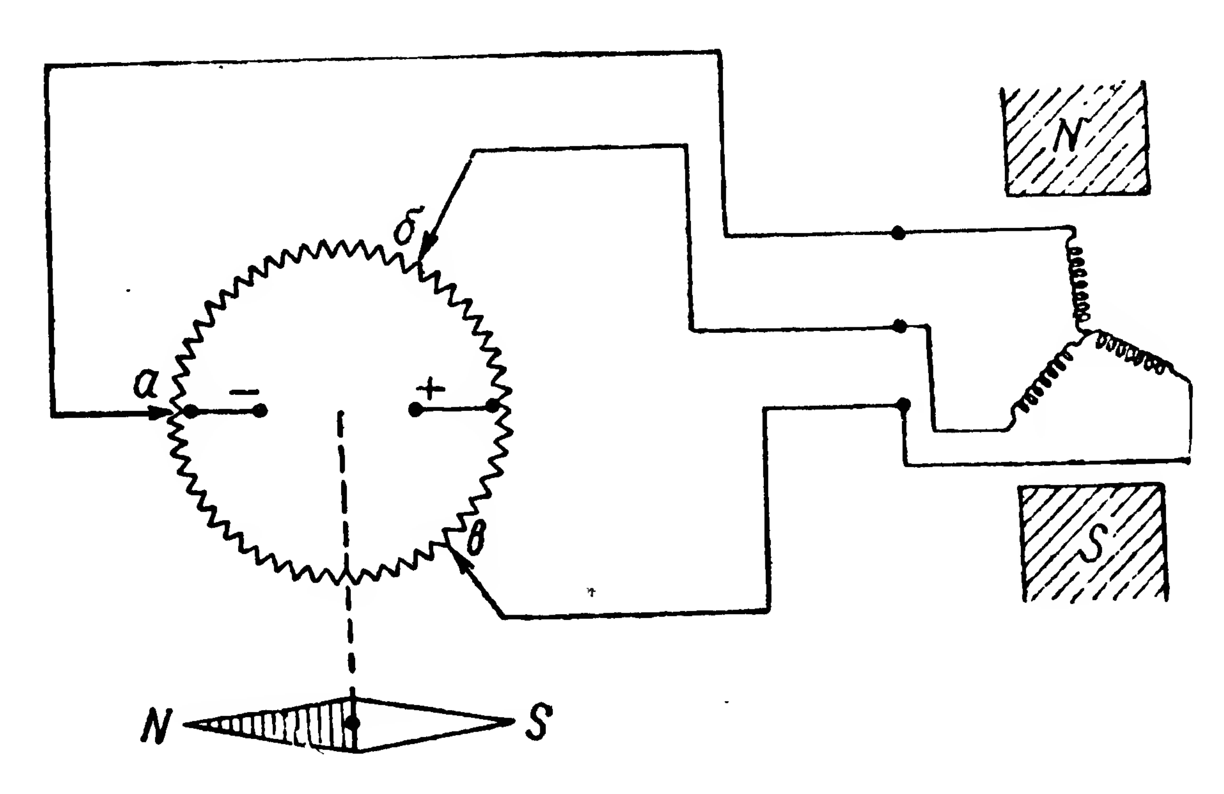
Фиг. 372. Принципиальная схема датчика потенциометрического дистанционного компаса.

1—потенциометр; *2*—кольца коммутационного устройства; *3*—площадка; *4*—стойка; *5*—магнитная система; *6*—поплавок; *7*—пружинящие щетки.

ре *1*, жестко связанном с корпусом датчика, а следовательно, и с самолетом, расположены под углом 120° три щетки *а, б* и *в*. К двум диаметрально противоположным точкам *A* и *B* потенциометра подведено напряжение постоянного тока от бортовой сети самолета. Щетки расположены на специальной площадке *3*, жестко связанной через стойку *4* с подвижной магнитной системой *5*, и соединены с коммутационным устройством. Коммутационное устройство обычно представляет собой три рядом расположенных контактных кольца *2*, по которым скользят пружинящие щетки *7*. Последние с помощью проводов соединяются с соответствующими катушками логометра

указателя по схеме, показанной на фиг. 373. Катушки логометра, так же как и щетки, расположены относительно друг друга под углом 120°. Напряжение, снимаемое с потенциометра щетками *а, б* и *в,* подводится к катушкам магнитоэлектрического логометра. В ранних конструкциях логометров дистанционных компасов (ПДК-44) подвижной системой служили катушки, выполненные в виде прямоугольных рамок, а постоянный магнит был неподвижным. В последующих конструкциях (ПДК-45) катушки сделаны неподвижными, а круглый двухполюсный магнит, помещенный на одной оси с указывающей стрелкой,— подвижен.

При разворотах самолета кольцевой потенциометр, жестко связанный с корпусом датчика, который в свою очередь связан жестко



Фиг. 373. Принципиальная электрическая схема потенциометрического дистанционного компаса.

с самолетом, будет менять свое положение относительно щеток. Так как магнитная система остается постоянно в плоскости магнитного меридиана Земли, то и щетки не будут изменять своего положения относительно того же меридиана.

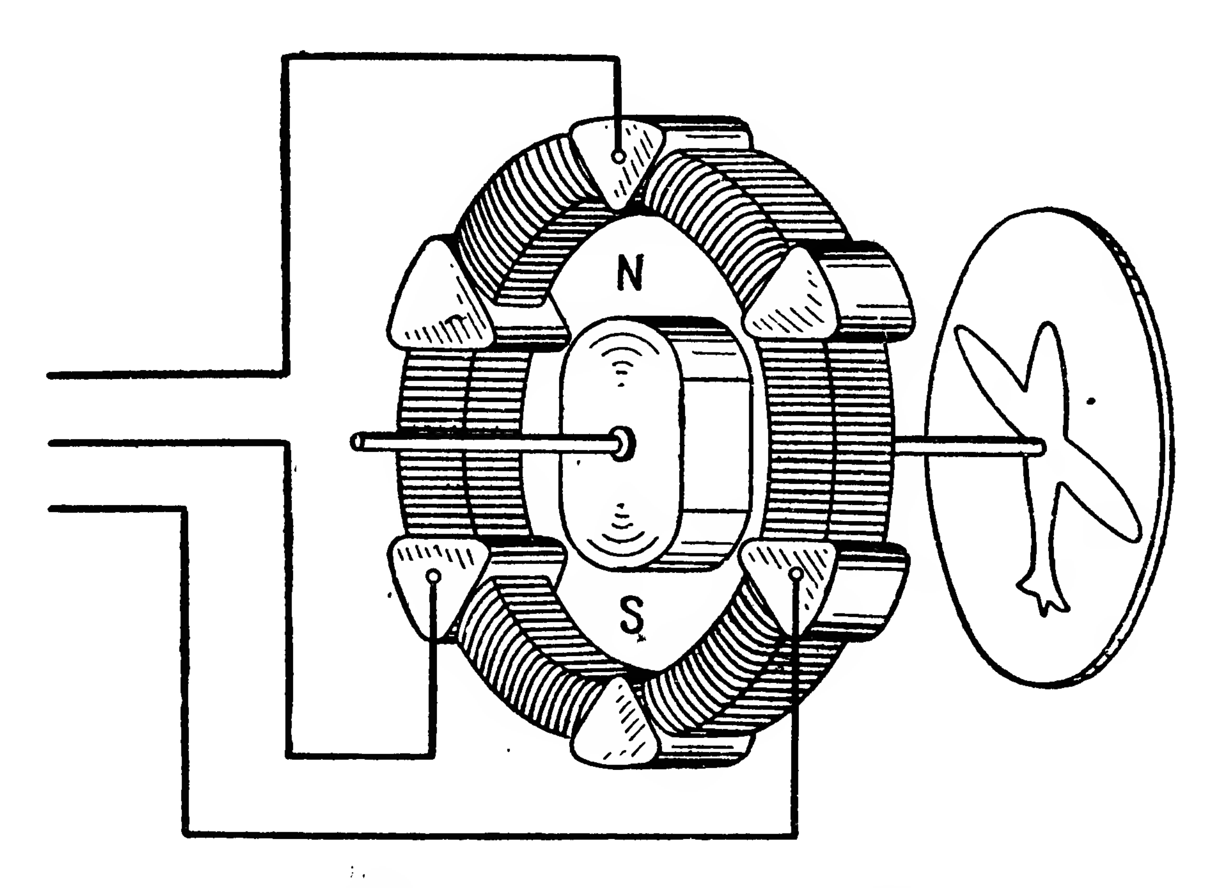
Каждому положению щеток на потенциометре соответствует вполне определенное направление вектора результирующего тока в обмотках катушек логометра указателя, который создает в них результирующий магнитный поток, взаимодействующий с полем постоянного магнита. Это значит, что и вектор магнитного поля, создаваемого током, протекающим в катушках логометра, будет отклоняться в зависимости от поворота магнитной системы относительно кольцевого потенциометра или в конечном счете — относительно продольной оси самолета, так как кольцевой потенциометр жестко связан с ним.

В § 16 указывалось, что положение ротора указателя определяется всецело направлением вектора результирующего магнитного поля катушек, которое в свою очередь зависит от положения потенциометра по отношению к щеткам.

Вращающий момент указателя зависит от величины токов в катушках. Поэтому необходимо, чтобы переходные сопротивления меж-

ду щетками и потенциометром, а также между щетками и контактными кольцами были минимальными.

Увеличение вращающего момента в указателе может быть достигнуто путем такого конструктивного оформления прибора, при котором токи, поступающие в катушки указателя, создают по возможности наибольший магнитный поток. Примером удачного решения этой задачи может служить указатель ПДК-45, в котором в отличие от указателя ПДК-44 подвижным является постоянный магнит, а катушки сделаны неподвижными, намотанными на общий кольцевой железный сердечник (фиг. 374). Такая конструкция дает возможность при незначительных токах в катушках создать значи-



Фиг. 374. Схема указателя ПДК-45.

тельный магнитный поток за счет использования магнитной проницаемости кольцевого сердечника и, следовательно, получить большой вращающий момент.

Поворот вектора результирующего тока при смещении щеток на потенциометре одинаков как для указателей с вращающимися катушками и неподвижным постоянным магнитом, так и для указателей с неподвижными катушками и вращающимся постоянным магнитом.

Подвижная система указателя установится в направлении результирующего магнитного потока. Стрелка прибора, укрепленная на одной оси с подвижной системой, укажет соответствующий курс самолета, т. е. угол между осью магнитной системы датчика и продольной осью самолета.

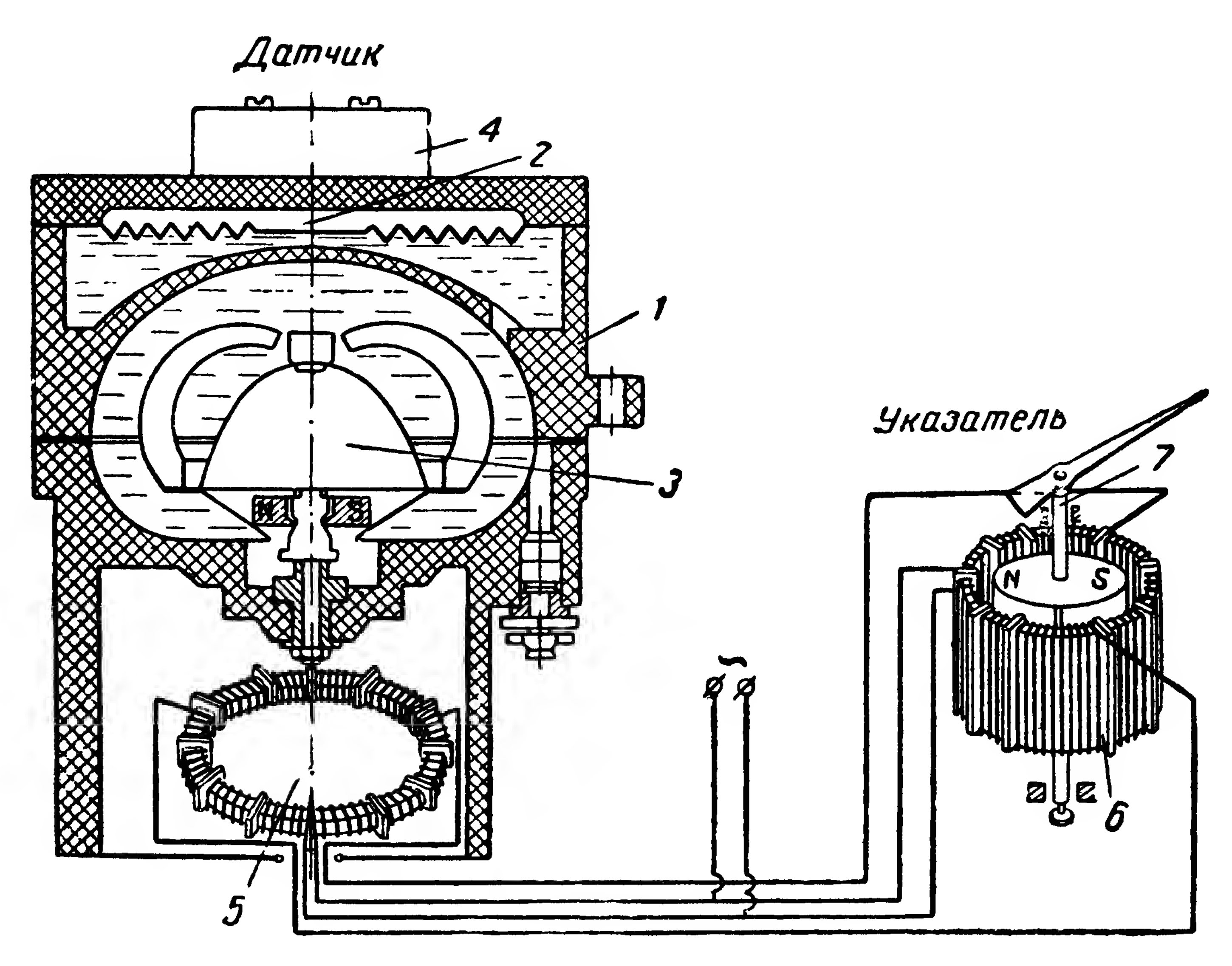
Преимуществом дистанционного компаса является возможность установки датчика на самолете в таком месте, в котором влияние ферромагнитных масс и магнитных полей от объектов электрооборудования минимально; следовательно, можно добиться минимальной девиации компаса. Но при этом имеют место погрешности, о которых говорилось в § 16. Обычно суммарная погрешность дистанционных потенциометрических компасов ПДК-45 (при исправ-

ном приборе) не превышает 2°, что вполне допустимо при измерениях курса полета самолета.

Кроме того, дистанционным потенциометрическим магнитным компасам свойственны все погрешности обычных магнитных компасов (северная поворотная ошибка, креновая девиация, застой и др.), которые рассматривались в § 29, так как магнитная система датчика ПДК принципиально ничем не отличается от магнитной системы обычного магнитного недистанционного компаса.

Дистанционные компасы на переменном токе

В дистанционных компасах, работающих на переменном токе, оказалось наиболее целесообразным применить для передачи показаний магнесины.



Фиг. 375. Принципиальная схема дистанционного компаса магнесин.

1—котелок; *2*—компенсационная камера; *3*—поплавок с магнитами; *4*—девиационный прибор; *5*—кольцеобразный датчик (тороид); *6*—тороид указателя; *7*—магнит с указывающей стрелкой.

Принципы работы магнесинов описаны выше (см. § 16). Дистанционные компасы на переменном токе исключительно просты по конструкции и надежны в работе; этим они отличаются от приборов с потенциометрической схемой дистанционной передачи.

Надежность работы дистанционного компаса на переменном токе обеспечивается отсутствием трущихся контактов, необходимых в потенциометрических системах передач.

Комплект прибора, применяемого на самолете, состоит из датчика и указателя курса. Если самолет оборудован электрической сетью постоянного тока, то к комплекту добавляется преобразователь тока (фиг. 375). Датчик прибора состоит из следующих основных элемен-

тов: котелка *1,* изготовленного из пластмассы и заполненного лигроином, компенсационной камеры *2* с мембраной, поплавка *3* с магнитом в форме диска и демпфирующими пластинками (затухателями), девиационного прибора *4* и кольцеобразного датчика (тороида) *5* дистанционной передачи типа магнесин. Таким образом, единственным дополнительным элементом в датчике такого компаса по сравнению с обычным компасом является кольцеобразный датчик (тороид) *5,* расположенный под дном котелка *1.*

По всей окружности кольцеобразного сердечника равномерно распределена тороидальная разомкнутая обмотка, питаемая переменным током от преобразователя, если на самолете сеть постоянного тока, или непосредственно от сети, если сеть переменного тока.

Магнитная система компаса, как и всех ранее описанных компасов, ориентируется в плоскости магнитного меридиана места. Тороид датчика жестко связан с котелком компаса, и поэтому взаимное расположение его относительной магнитной системы будет изменяться на угол, равный углу поворота самолета. В результате воздействия магнитного поля магнитной системы компаса на свойства сердечника, изготовленного из пермаллоя, в секциях обмотки его будут по-разному распределяться переменные напряжения. Это в свою очередь вызовет появление токов, протекающих по соединительным проводам в обмотку тороида-указателя и воздействующих на его сердечник. В результате подвижный магнит, а вместе с ним стрелка повернутся на угол, соответствующий углу поворота магнитной системы датчика относительно продольной оси самолета. Разумеется, и в этой системе дистанционной передачи неизбежен некоторый угол рассогласования вследствие трения в подвижных частях.

Дистанционный индукционный компас

Рассмотренные выше дистанционные магнитные компасы, работающие на принципе взаимодействия постоянного магнита с магнитным полем Земли, имеют, как и обычные (недистанционные) компасы, вращающуюся магнитную систему. Наличие подвижной магнитной системы приводит к появлению ряда погрешностей в показаниях прибора, которые часто исключают возможность пользования им. К числу таких погрешностей (см. § 29) относятся северная поворотная ошибка, креновая девиация, увлечение компаса. Безусловно необходимо иметь компас, который был бы свободен от указанных погрешностей, и, следовательно, давал бы возможность при различных положениях самолета правильно определять направление полета, а при разворотах указывать с достаточной точностью угол поворота.

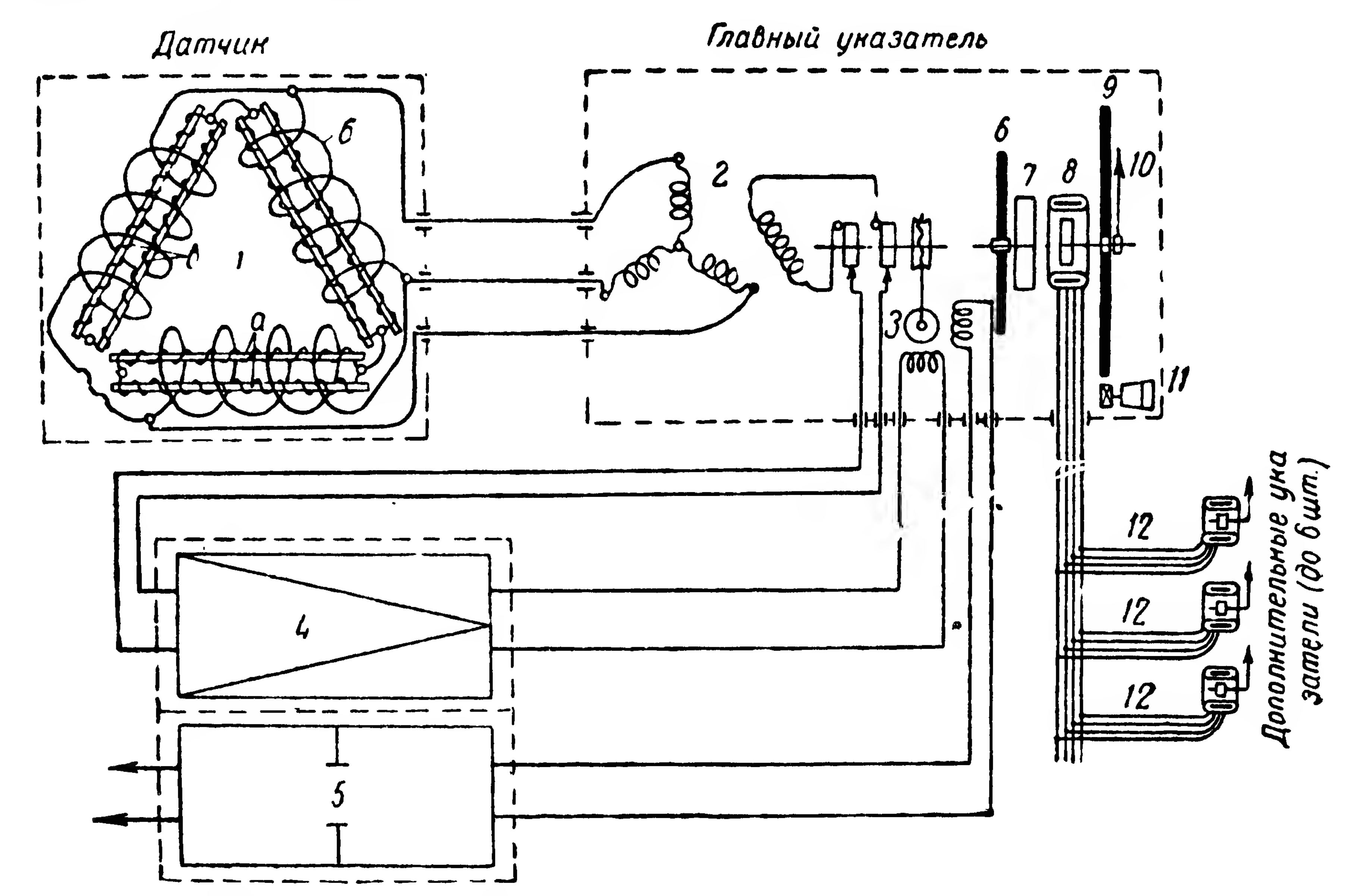
В § 30 указывалось, что эта задача может быть частично разрешена с помощью двух приборов: гирополукомпаса и магнитного компаса. Та же задача более полно решена принципиально по-иному в индукционном компасе.

При современном уровне технического развития вполне возможно устройство компаса без вращающейся в плоскости горизонта магнитной системы. В этих компасах используется магнитное поле Зем-

ли уже не как направляющая сила, по которой устанавливается магнитная система, а как индуктирующее поле, находясь в котором чувствительный элемент прибора способен намагничиваться в той или иной степени. Такие компасы называются индукционными.

На фиг. 376 показана принципиальная электрическая схема дистанционного индукционного компаса.

Чтобы упростить рассмотрение работы схемы, ее целесообразно разделить на три основные части: 1) чувствительная часть, взаимодействующая с магнитным полем Земли; 2) силовая часть и 3) исполнительная часть.



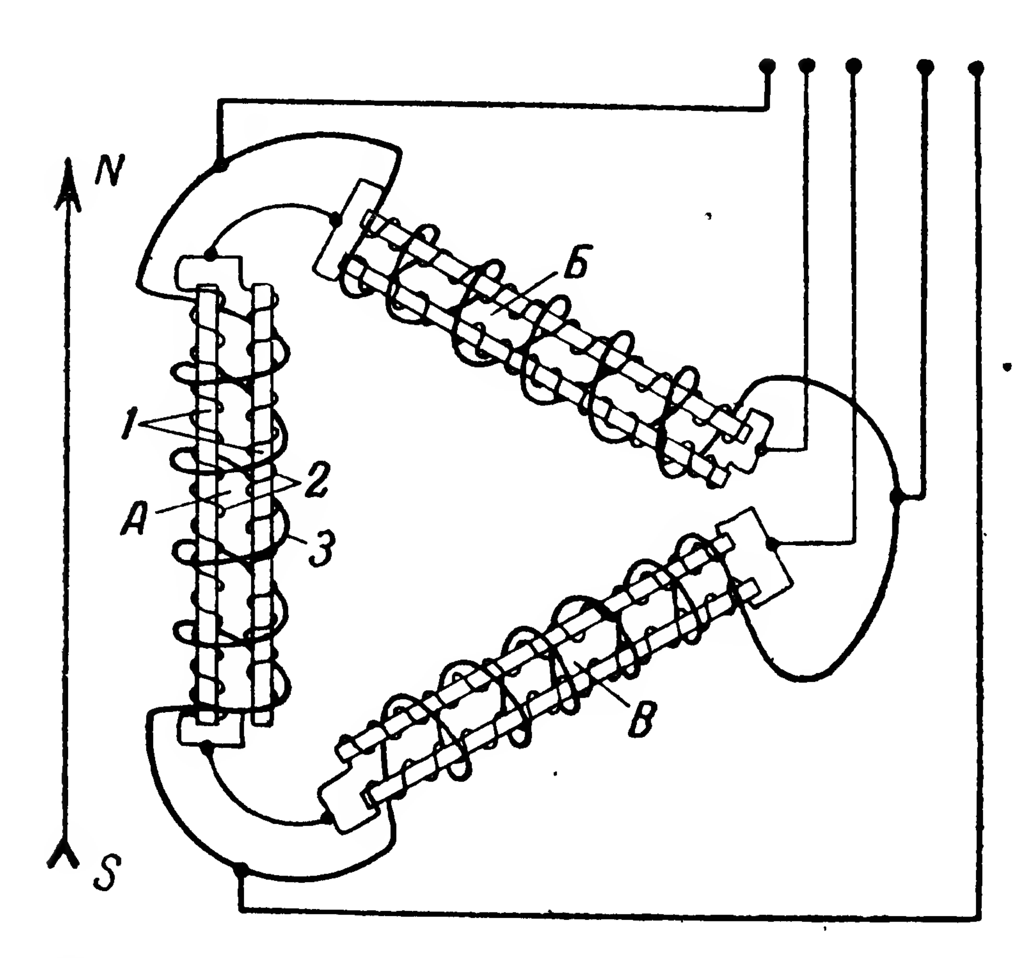
Фиг. 376. Принципиальная электрическая схема дистанционного индукционного компаса.

1—чувствительная рамка; *2*—автосин главного указателя; *3*—малоинерционный электродвигатель; *4*—усилитель; *5*—генератор удвоенной частоты; *6*—шкала компасного курса; *7*—постоянный магнит; *8*—тороид-датчик магнесина; *9*—шкала магнитного курса; *10*—стрелка; *11*—кремальера; *12*—дополнительные указатели.

Чувствительной частью прибора является рамка *1*, имеющая форму равностороннего треугольника, каждая сторона которого представляет собой сердечник из двух пермаллоевых полосок *а*, на которые намотаны две обмотки: первичная *в* и вторичная *б*, соединенные последовательно с соответствующими обмотками двух других сторон рамки. Первичная обмотка *в* намотана на каждую из двух пермаллоевых полосок во встречных направлениях (такая обмотка называется бифилярной). Это сделано с целью исключить возможность влияния первичной обмотки на вторичную, когда по первичной обмотке протекает ток.

Сердечники, изготовленные из пермаллоя, обладают, как известно, большой магнитной проницаемостью μ и очень малой коэрцитивной силой. Благодаря этому свойству такие сердечники способны

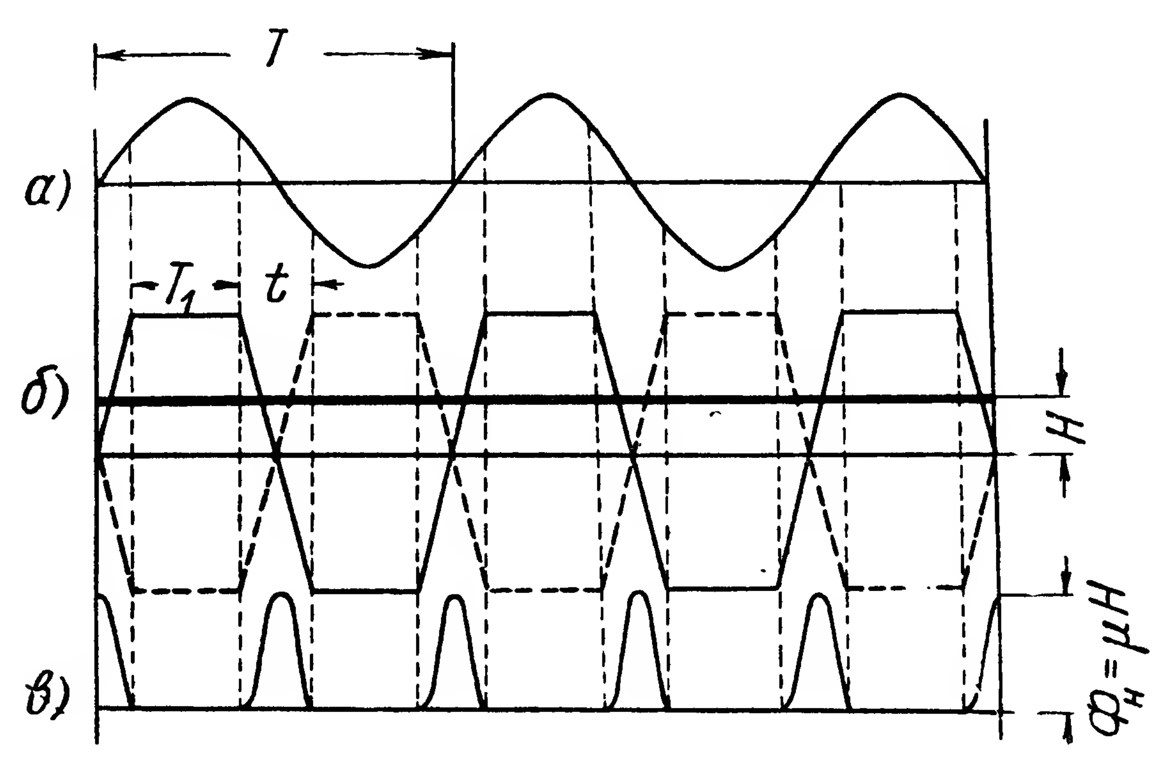
быстро намагничиваться от магнитного поля Земли, причем степень намагничивания сердечника зависит от положения его относительно направления вектора напряженности H земного магнитного поля: максимальное намагничение сердечника получается, когда он направлен параллельно вектору магнитного поля Земли (т. е. в направлении север—юг), и минимальное, когда он направлен перпендикулярно этому вектору (т. е. в направлении запад—восток).



Фиг. 377. Чувствительная рамка дистанционного индукционного компаса.

1—пермаллоевые сердечники; 2—первичная обмотка; 3—вторичная обмотка; А, Б и В — стороны рамки.

Рассмотрим процессы, происходящие в пермаллоевых сердечниках и во вторичной обмотке рамки, если первичную обмотку питать переменным синусоидальным током с частотою f. Предположим, что одна из сторон рамки (фиг. 377) направлена горизонтально в плоскости магнитного меридиана, и, следовательно, в этом случае ее сердечник максимально намагничивается от магнитного поля Земли. Две дру-



Фиг. 378. Дистанционный компас.

а — график переменного тока, питающего первичную обмотку рамки; б — график изменения магнитной индукции сердечников рамки; в — ЭДС во вторичной обмотке рамки, индуктированная магнитным полем Земли.

гие стороны рамки Б и В будут расположены под углом 60 и 30° к направлению магнитного меридиана.

Если по первичным обмоткам сердечников будет протекать синусоидальный ток, графически изображенный на фиг. 378,*а*, то пер-

маллоевые сердечники будут находиться под влиянием двух магнитных полей: постоянного магнитного поля земного магнетизма с напряженностью H и периодически изменяющегося магнитного поля, создаваемого переменным током, протекающим по первичной обмотке.

Благодаря свойству пермаллоя легко намагничиваться до насыщения, т. е. до такого состояния, когда никакие магнитные поля не могут уже больше намагнитить его, сердечники рамки в некоторые моменты времени T_1 будут находиться в состоянии магнитного насыщения от магнитного потока Φ_i, создаваемого переменным током в первичной обмотке.

В моменты времени t, когда ток в первичной обмотке близок или равен нулю, магнитный поток, создаваемый этим током, будет незначительным. В эти моменты благодаря очень малой коэрцитивной силе пермаллоя намагниченность сердечников рамки от магнитного поля переменного тока будет убывать, переходить через нуль и затем изменять свою полярность вслед за изменением направления тока в первичной обмотке. Процесс намагничения пермаллоевого сердечника от магнитного поля первичной обмотки показан на фиг. 378,*б* (сплошной линией изображено намагничение одной полоски сердечника, а пунктирной линией — второй полоски того же сердечника). Как видно из графика, намагниченность полосок сердечника от магнитного поля переменного тока противоположна по знаку; это является следствием наличия бифилярной обмотки.

Таким образом, в моменты времени t сердечники рамки не будут намагничены до насыщения магнитным полем, создаваемым протекающим по первичной обмотке током, так как величина тока в такие моменты незначительна. Но сердечники рамки, как уже говорилось выше, всегда находятся в постоянном поле земного магнетизма, напряженность которого изображена на фиг. 378,*б* сплошной горизонтальной линией. Это магнитное поле, остающееся все время одинаковым по величине и направлению для каждого из сердечников, пока они не изменили своего положения относительно плоскости магнитного меридиана места, будет в моменты времени t намагничивать сердечники. Процесс намагничения сердечника от земного магнитного поля изображен на фиг. 378,*в*. Из этого графика видно, что каждый сердечник рамки за время одного периода T успеет дважды намагнититься от магнитного поля Земли. Начало или конец намагничения от этого поля соответствует моментам времени, когда переменный ток в первичной обмотке достигает величин, при которых исчезает магнитная насыщенность в сердечниках.

Максимальная величина магнитной индукции в сердечниках от магнитного поля Земли совпадает с моментами, когда ток в первичной обмотке равен нулю. В эти моменты, если пренебречь размагничивающим фактором сердечников рамки, влияющих друг на друга, магнитная индукция будет приблизительно равна

$$\Phi_H = \mu H,$$

где Φ_H — магнитная индукция от магнитного поля Земли;
μ — коэффициент магнитной проницаемости пермаллоя;
H — горизонтальная составляющая напряженности магнитного поля Земли.

Если частота переменного тока в первичной обмотке равна f_1, то частота намагничивания сердечника от магнитного поля Земли будет, как это нетрудно видеть из фиг. 378,*а* и *в*, в два раза больше, т. е.

$$f_2 = 2f_1. \tag{222}$$

Наличие в сердечниках рамки переменной магнитной индукции в моменты времени t вызовет появление во вторичной обмотке сердечников электродвижущей силы, частота которой будет также равна удвоенной частоте электродвижущей силы, питающей первичную обмотку, т. е. $f_2 = 2f_1$. В то же время величина и направление индуктированной ЭДС во вторичной обмотке каждой из сторон рамки будет определяться положением соответствующего сердечника относительно направления магнитного меридиана места. Следовательно, такая рамка может быть использована в качестве чувствительного элемента для определения направления полета относительно магнитного меридиана.

Из § 29 известно, что напряженность магнитного поля Земли вследствие наличия угла магнитного наклонения θ разлагается на две составляющие: на горизонтальную составляющую H и вертикальную составляющую Z. Если рамка будет иметь возможность отклоняться в горизонтальном и вертикальном направлениях, то во вторичной обмотке сердечников рамки будет индуктироваться ЭДС как от горизонтальной составляющей H, так и от вертикальной составляющей Z земного магнитного поля, т. е. зависимость ЭДС во вторичной обмотке будет двухзначной, а это исключает возможность правильного определения направления полета.

Поэтому необходимо, чтобы влияние вертикальной составляющей Z земного магнитного поля было исключено. В противном случае даже при точном сохранении курса полета, но при незначительном крене самолета в какую-либо сторону во вторичной обмотке рамки появится ЭДС, индуктированная вертикальной составляющей, и прибор будет давать погрешность, пропорциональную величине этой ЭДС.

Исключить влияние вертикальной составляющей Z земного магнетизма на работу индукционного компаса можно путем стабилизации рамки в горизонтальной плоскости с помощью гироскопа с тремя степенями свободы и с маятниковой коррекцией, удерживающей главную ось вращения строго вертикально независимо от положения самолета относительно плоскости горизонта.

Такое устройство принципиально аналогично гироскопу, применяемому в авиагоризонтах.

Силовая часть дистанционного индукционного компаса, очевидно, должна состоять из источника переменного тока, необходимого для питания первичной обмотки чувствительного элемента (рамки)

током частотою f_1. Этот источник переменного тока может быть преобразователем постоянного тока в переменный, если на самолете источник электроэнергии постоянного тока; может быть трансформатором напряжения или преобразователем частоты, если источник электроэнергии на самолете переменного тока; наконец, может и не быть никаких дополнительных преобразователей, если частота и напряжение электроэнергии переменного тока на самолете удовлетворяют условиям питания прибора.

Этим, однако, не исчерпывается силовая часть прибора. В § 29 указывалось, что напряженность поля земного магнетизма весьма невелика, а горизонтальная составляющая ее все время уменьшается по мере приближения к магнитному полюсу.

Поэтому индуктированные таким полем ЭДС во вторичной обмотке рамки будут также весьма малы и недостаточны для того, чтобы привести в движение исполнительный механизм прибора (указателя). Отсюда возникает необходимость в предварительном усилении индуктированной во вторичной обмотке ЭДС, прежде чем подать эту ЭДС на исполнительный механизм. Такой усилитель, который может быть выполнен на электронных лампах, аналогично радиоприемным устройствам, будет относиться также к силовой части прибора.

На принципиальной (скелетной) схеме (фиг. 376) силовая часть прибора представлена источником переменного тока, т. е. усилителем *4* и генератором удвоенной частоты *5*.

Исполнительной частью прибора является указатель, предназначенный для отсчета курсового угла полета самолета.

Работу дистанционного индукционного компаса в целом можно уяснить из схемы фиг. 376.

Если самолет изменил направление полета, рамка *1*, жестко связанная с гироскопом продольно-поперечной стабилизации, повернется вместе с самолетом и займет новое, отличное от первоначального, положение относительно направления магнитного меридиана Земли. Это приведет к изменению величины и фазы ЭДС, индуктируемой во вторичных обмотках рамки. Электродвижущие силы со вторичных обмоток сердечников рамки подаются на соответствующие обмотки статора автосина *2*, соединенные в звезду.

Автосин работает так же, как и в автосинной системе дистанционного следящего привода, описанной в § 17 (см. фиг. 226). Магнитный поток, созданный токами в обмотках статора автосина *2*, индуктирует электродвижущую силу в обмотке ротора. Эта ЭДС подается на вход лампового усилителя *4* и затем с выхода его, усиленная и сдвинутая по фазе на 90° относительно фазы ЭДС, получаемой от генератора удвоенной частоты *5*, подается на обмотку двухфазного малоинерционного электродвигателя *3*. Вторая обмотка этого двигателя непрерывно питается от генератора удвоенной частоты *5*. Поэтому, как только появится ток в обмотке статора электродвигателя, включенной к выходу усилителя, ротор двигателя начнет вращаться. Вращение ротора двигателя *3* через соответствующую (обычно зубчатую) передачу будет сообщено роторам автосина *2*

и магнесина *8*, а также стрелке *10* и шкале компасного курса *6*, которые повернутся на угол, равный углу поворота ротора двигателя. Последний будет вращаться до тех пор, пока не приведет ротор автосина в нейтральное положение, при котором ЭДС в его обмотке будет равна нулю, а следовательно, будет равно нулю и напряжение в питающейся от усилителя обмотке статора двигателя.

В такой прибор можно включать несколько дополнительных указателей типа магнесин, которые могут быть установлены в различных кабинах самолета. С поворотом магнита-ротора магнесина-датчика *8* магниты-роторы указателей будут синхронно поворачиваться.

Преимущества такого компаса сводятся к следующему:

— индукционный компас не подвержен ошибкам при поворотах или кренах, не выходящих за допустимые пределы, благодаря гироскопической стабилизации рамки в горизонтальной плоскости;

— в индукционном компасе отсутствуют погрешности увлечения ввиду отсутствия подвижной магнитной системы;

— благодаря большому коэффициенту усиления лампового усилителя индукционный компас может работать в условиях больших широт при малых значениях горизонтальной составляющей напряженности земного магнитного поля.

В индукционном компасе можно применить механическое устройство для учета девиации и угла магнитного склонения, благодаря чему можно отсчитывать истинный магнитный курс непосредственно по шкале указателя.

К недостаткам этого компаса следует отнести его сложность и громоздкость, что затрудняет возможность применения его на легких самолетах (истребителях).

Электрический дистанционный гиромагнитный компас

В § 30 был рассмотрен недистанционный гиромагнитный компас, представляющий собой комбинацию гирополукомпаса и магнитной системы, ориентирующейся в плоскости магнитного меридиана Земли и создающей с помощью реактивной камеры направляющую силу, которая удерживает главную ось вращения гироскопа в направлении магнитного меридиана. Этот прибор, обладая рядом преимуществ перед гирополукомпасом, в то же время имеет существенные недостатки, связанные с применением магнитного элемента непосредственно в самом приборе и с пневматическим питанием прибора.

Наличие магнитного элемента в гиромагнитном компасе непосредственно в самом приборе приводит к появлению значительных погрешностей девиации, исключающих в ряде случаев возможность практического использования этого прибора на современных самолетах, насыщенных большим количеством электрифицированных приборов и механизмов, расположенных в непосредственной близости к приборному щиту или на самом приборном щите.

Применение воздушного потока в качестве движущей силы для вращения ротора гироскопа ограничивает высотность гиромагнитного компаса, так как на больших высотах трудно осуществить перепад давлений, достаточный для нормальной работы компаса. Кро-

ме того, прохождение большого количества воздуха через внутреннюю полость прибора приводит к быстрому корродированию шарикоподшипников и осей гироскопа, в результате чего компас выходит из строя.

Все эти и ряд других недостатков обычного (недистанционного гиромагнитного компаса), потребовали разработки гиромагнитного компаса, который был бы свободен от этих недостатков. В результате был создан электрический дистанционный гиромагнитный компас ДГМК-3, который дает возможность определять компасный курс полета и, с практически достаточной точностью, углы разворота самолета.

Комплект гиромагнитного компаса ДГМК-3 состоит из магнитного датчика *1*, электрического гироагрегата *2*, усилителя *3*, преобразователя *7* постоянного тока в переменный, указателя *4* (одного или двух), соединительной коробки *5* и кнопки согласования *6*. Внешний вид комплекта ДГМК-3 показан на фиг. 379.

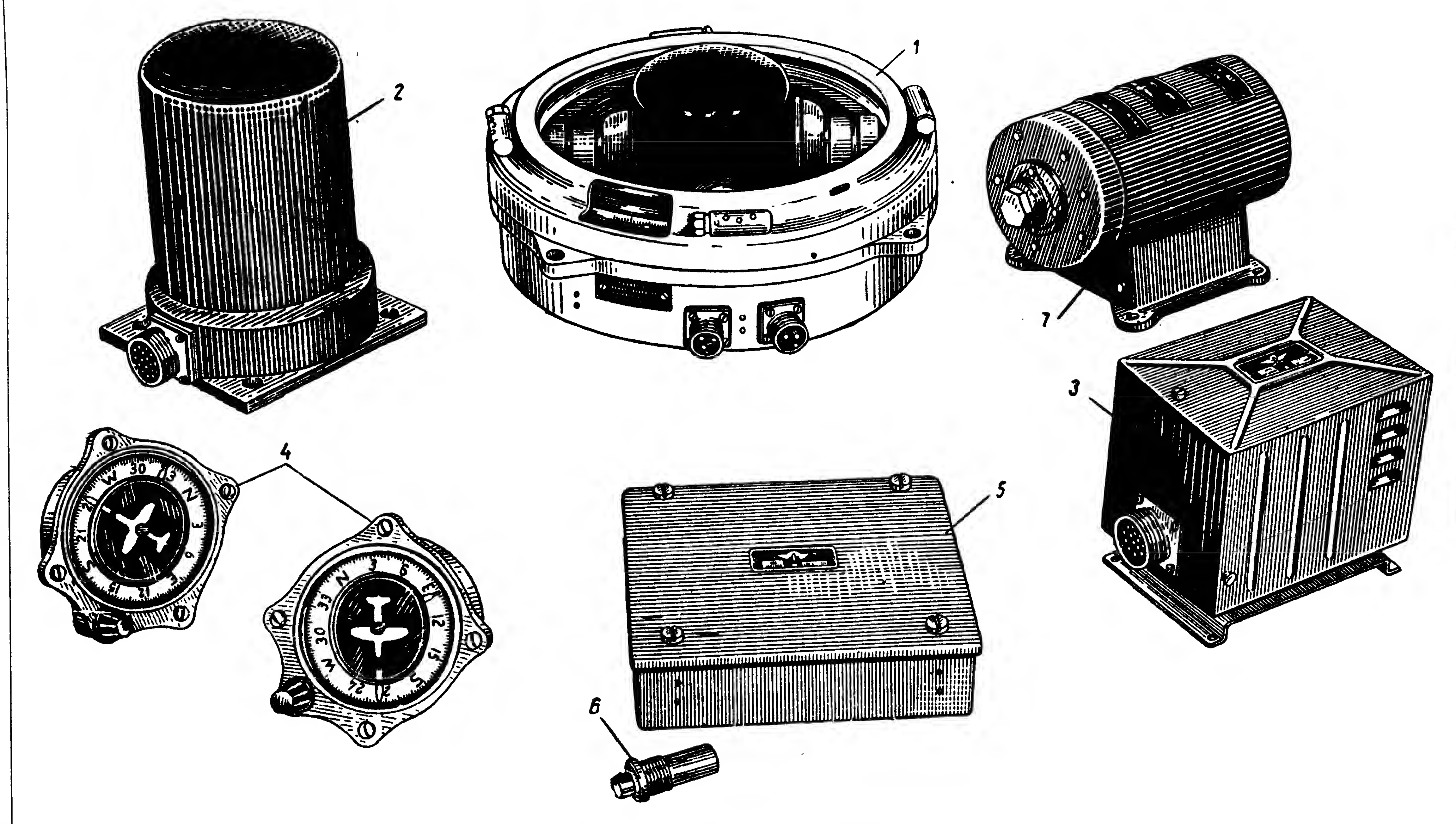
Принцип действия этого прибора удобнее всего рассмотреть с помощью принципиальной электрической схемы (фиг. 380).

В качестве магнитного датчика в комплекте ДГМК-3 используется датчик компаса ПДК-45 с кольцевым потенциометром, связанным жестко с корпусом датчика, а следовательно, с самолетом. На потенциометре датчика расположены под углом 120° три щетки, а от двух диаметрально противоположных точек *А* и *Б* сделаны отводы на контактно-щеточное устройство, электрически связанное с усилителем *5*. Щетки жестко связаны с магнитной системой датчика, устанавливающейся в плоскости магнитного меридиана Земли.

Гироагрегат имеет точно такой же, как и в магнитном датчике, кольцевой потенциометр, жестко укрепленный на вертикальной оси внешней рамы карданного подвеса гироскопа, и три щетки, расположенные на поверхности потенциометра *2* под углом 120°. Щетки обоих потенциометров электрически связаны между собой через контактно-щеточное устройство *В*. К двум противоположным точкам потенциометра гироагрегата подведено через контактно-щеточное устройство напряжение постоянного тока от бортовой электросети. Щетки на потенциометре гироагрегата могут перемещаться в ту или другую сторону с помощью малоинерционного двигателя *6* и редуктора *7*.

В отличие от недистанционного гиромагнитного компаса (например, ГМК-2) электрический дистанционный компас ДГМК-3 не имеет коррекции гироскопа в азимуте, т. е. главная ось вращения гироскопа не удерживается с помощью какой-либо направляющей силы в плоскости магнитного меридиана Земли. Магнитный датчик в системе ДГМК-3 используется только для корректирования положения щеток на потенциометре *2* гироагрегата. Положение этих щеток всегда должно быть таким, чтобы разность потенциалов на выводах потенциометра магнитного датчика (между точками *А* и *Б*) была равна нулю.

В этом отношении действие этой системы тождественно дей-

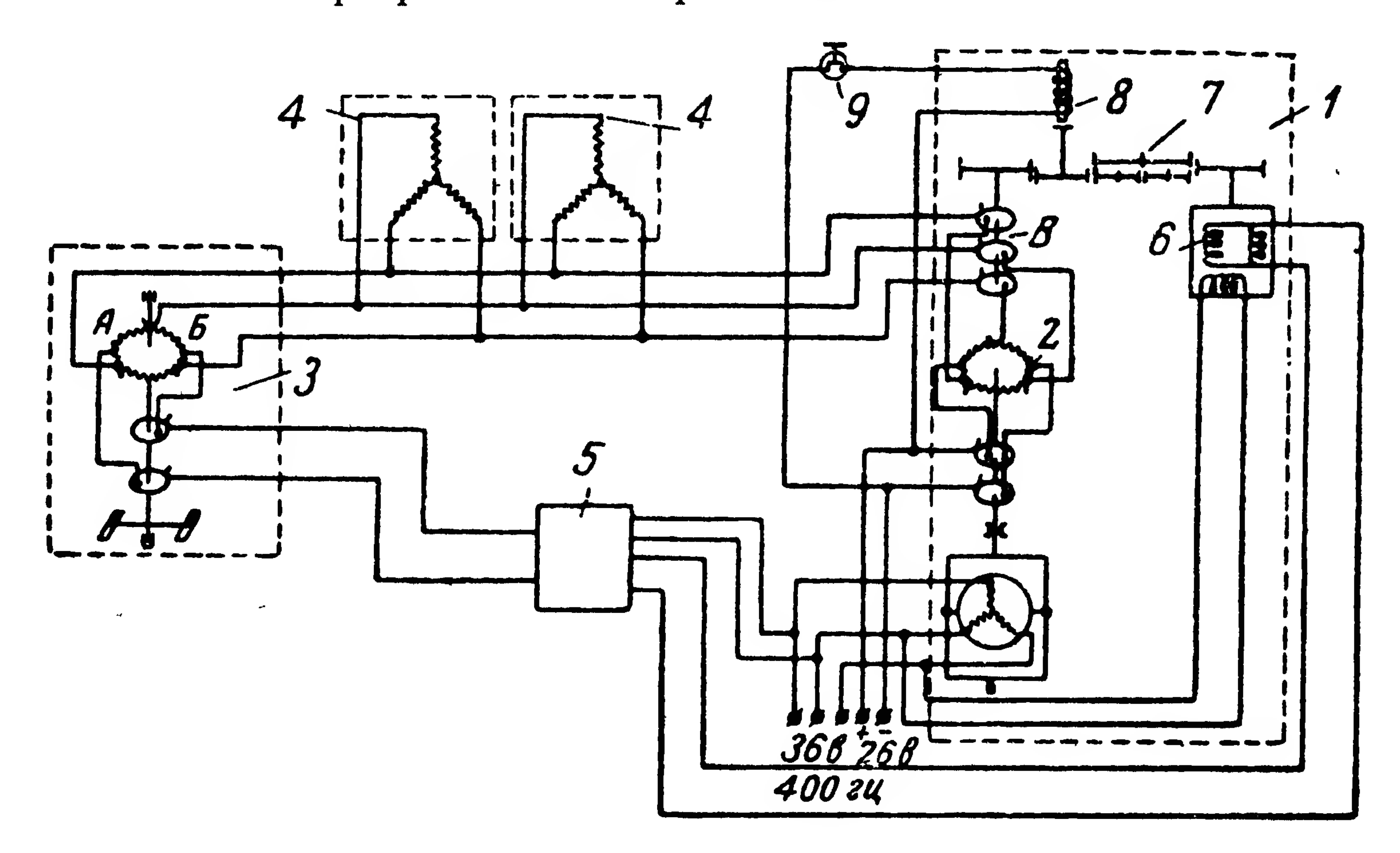


Фиг. 379. Комплект ДГМК-3.

1—магнитный датчик типа ПДК; *2*—гироагрегат; *3*—усилитель; *4*—указатели; *5*—соединительная коробка; *6*—кнопка; *7*—преобразователь.

ствию потенциометрического дистанционного следящего привода (см. § 17).

Распределение потенциала по поверхности потенциометров гироагрегата и магнитного датчика при одинаковом положении щеток на них показано графически на фиг. 381.

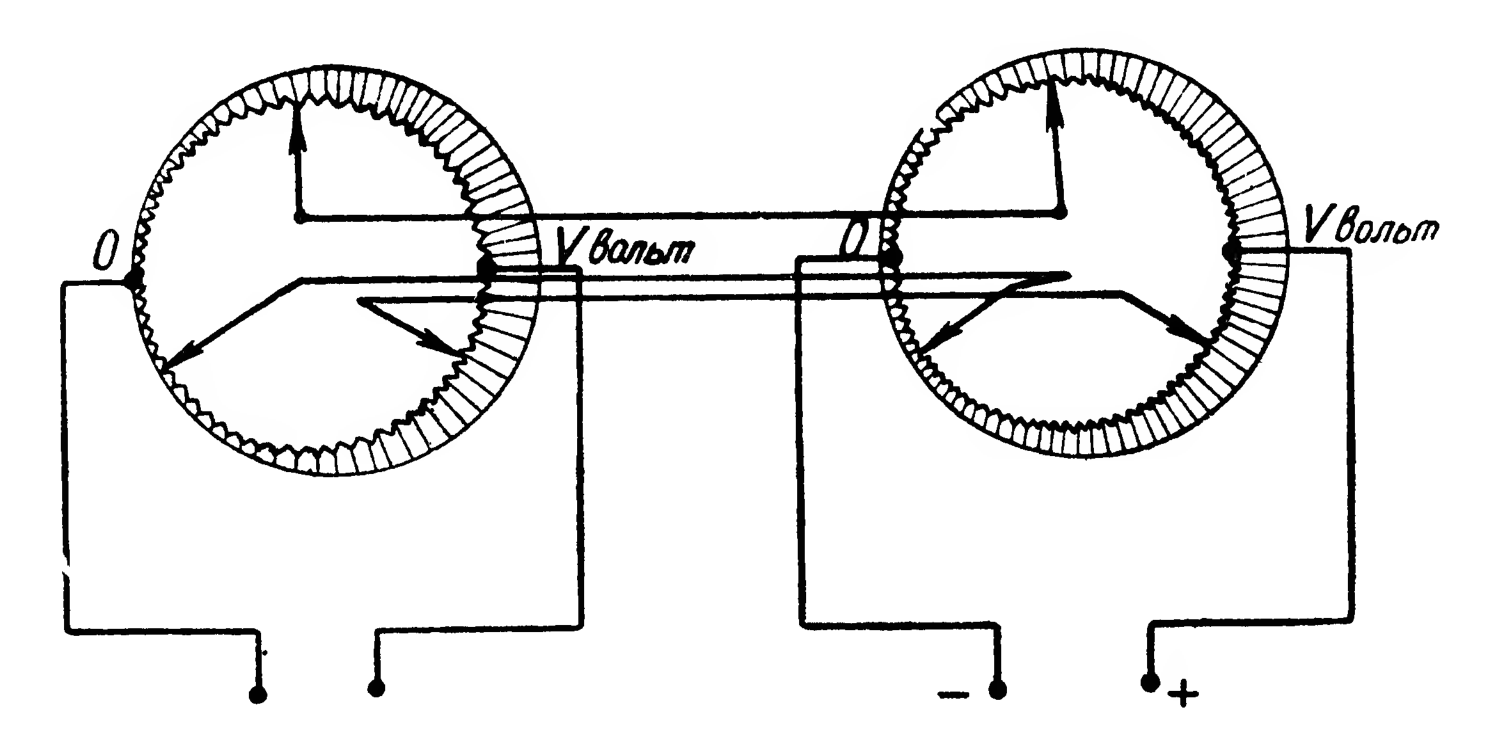


Фиг. 380. Принципиальная электрическая схема ДГМК-3.

1—гироагрегат; *2*—потенциометр гироагрегата; *3*—датчик ПДК; *4*—указатели; *5*—усилитель; *6*—электродвигатель; *7*—редуктор; *8*—электромагнит; *9*—кнопка согласования.

А и *Б* — диаметрально противоположные точки потенциометра датчика; *В*— контактно-щеточное устройство гироагрегата.

При таком взаимном расположении щеток разность потенциалов на выводных клеммах потенциометра магнитного датчика достигает максимальной величины и приблизительно равна напряжению в

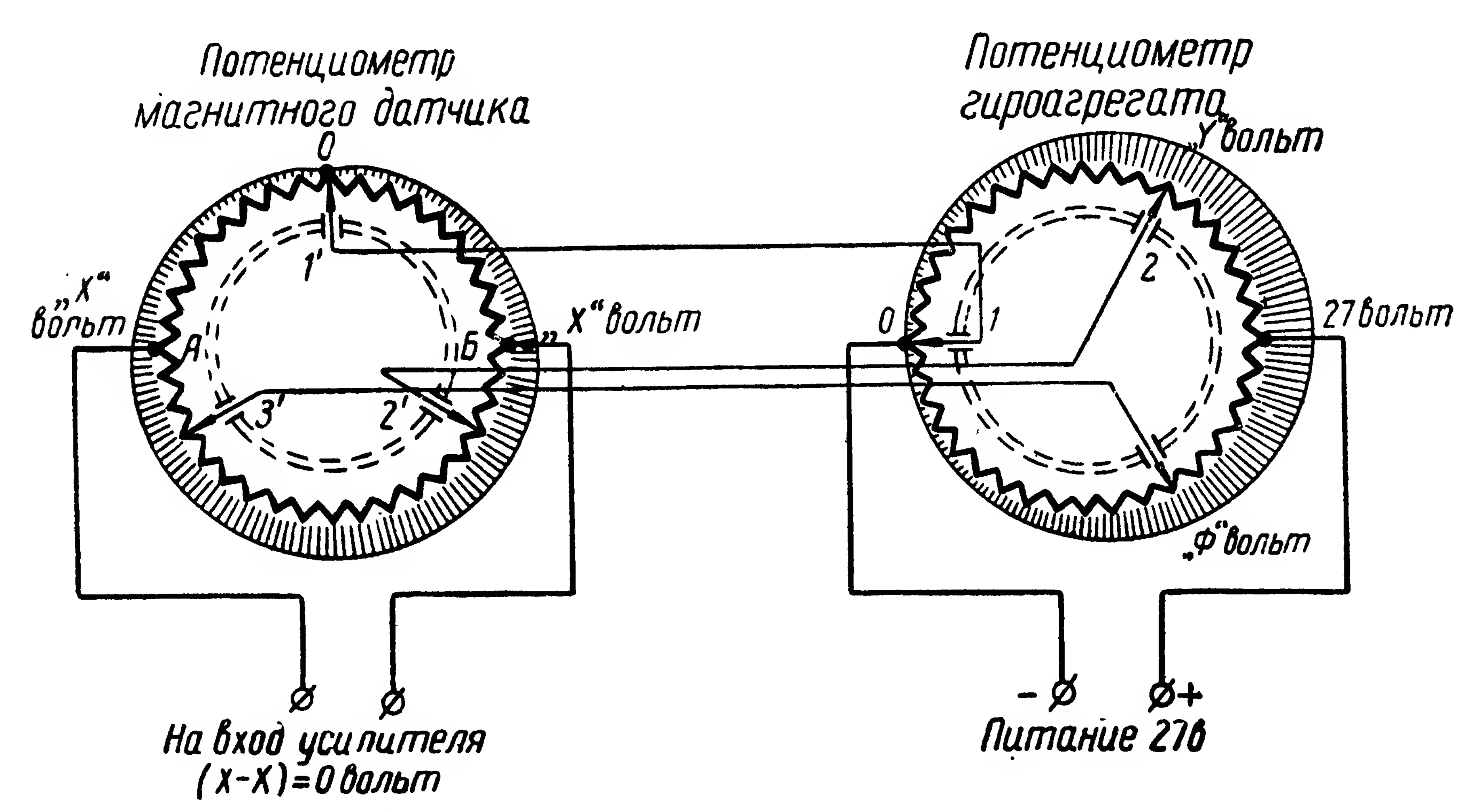


Фиг. 381. Распределение потенциала на поверхности потенциометров.

электрической сети самолета. Эта разность потенциалов подается на вход усилителя и, будучи усилена, подается на обмотки малоинерционного двигателя *6* (см. фиг. 380). Последний, вращаясь, будет по-

ворачивать через редуктор 7 щетки потенциометра гироагрегата до тех пор, пока они не установятся в положение, при котором разность потенциалов в точках *А* и *Б* потенциометра датчика будет равна нулю. Это наступает, в частности, в том случае, когда положение соответствующих щеток датчика и гироагрегата отличается на 90°, а точки токоподводов потенциометров находятся на одной линии, как показано на фиг. 382.

При таком согласованном положении щеток на вход усилителя напряжение не будет подаваться, так как потенциалы в точках *А* и *Б* потенциометра датчика равны между собой и разность между ними равна нулю. В то же время подвижный индекс указателя (си-



Фиг. 382. Согласованное положение щеток на потенциометрах.

луэт-самолетик) установится в положение, соответствующее направлению равнодействующей токов, протекающих через катушки указателя. Величины токов и их направление зависят от положения щеток на потенциометрах магнитного датчика и гироагрегата аналогично тому, как это имеет место в указателях потенциометрического компаса.

Скорость корректирования потенциометрического устройства гироагрегата:

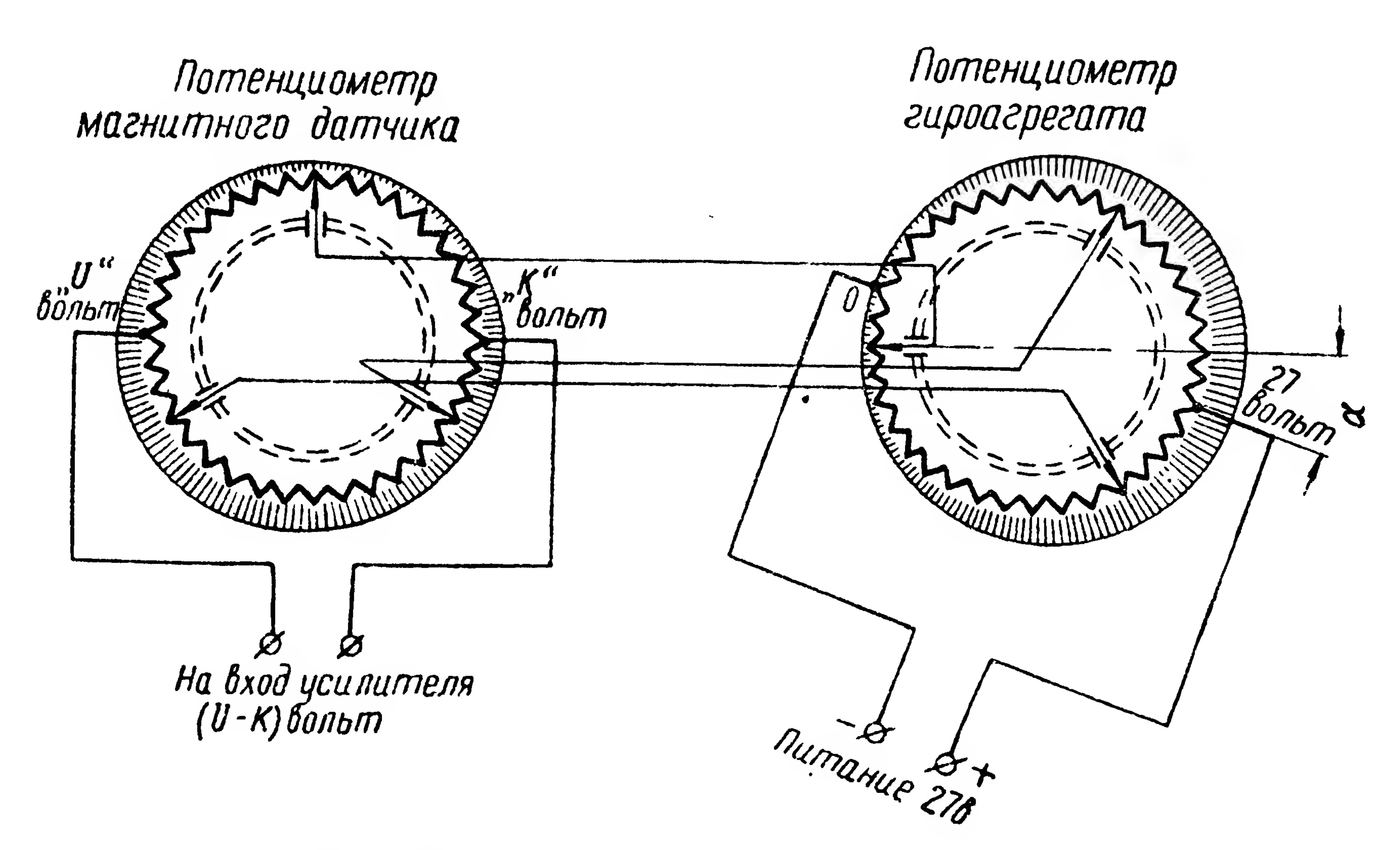
— всегда должна превышать наибольшую допустимую скорость ухода гироскопа; поэтому уход гироскопа не отражается на показаниях указателей курса.

— должна быть в то же время достаточно мала для того, чтобы колебания магнитной системы датчика не сказывались на указателях, а ошибки последних на разворотах из-за увлечения магнитной системы датчика не превышали допустимой величины.

Рассмотрим работу дистанционной передачи применительно к конкретным случаям полета.

1. Если самолет совершает прямолинейный полет, гироскоп гироагрегата под действием внешних моментов (от сил трения и небал-

лансированности) прецессирует в горизонтальной плоскости, а вместе с ним поворачивается и потенциометр *2* (см. фиг. 380) гироагрегата. Вследствие этого положение щеток относительно точек токоподводов изменяется, т. е. нарушается согласованное положение системы потенциометр гироагрегата—потенциометр датчика. В результате рассогласования потенциометров на угол α (фиг. 383) распределение потенциала на поверхности потенциометра датчика изменится, и между точками токоотводов появится некоторая разность потенциалов, равная *U—K*. Эта разность потенциалов, поступив на вход усилителя, будет соответственно усилена и подана на обмотки электродвигателя *6* (см. фиг. 380), который, вращаясь, приведет через



Фиг. 383. Рассогласованное положение щеток.

редуктор *7* щетки потенциометра гироагрегата снова в согласованное положение. Как только щетки займут согласованное положение, при котором разность потенциалов между точками токоотводов потенциометра датчика становится равной нулю, электродвигатель остановится.

Поворот потенциометра гироагрегата вследствие прецессии гироскопа на угол α вызовет поворот на тот же угол силуэта-самолетика указателя. В этот момент показания силуэта-самолетика не будут соответствовать направлению магнитной системы датчика. Однако это расхождение исчезнет, как только система снова будет согласована.

Обычно погрешность указателя от прецессии гироскопа не превышает 0,25°, так как уже при этом угле рассогласования усилитель дает на выходе напряжение, достаточное для работы электродвигателя. Скорость возвращения щеток потенциометра электродвигателем в согласованное положение (отработка щеток) примерно равна 2—3° в минуту, в то время как максимальная скорость прецессии

гироскопа в горизонтальной плоскости не превышает 1° в минуту. Таким образом, прецессия (или уход) гироскопа немедленно компенсируется соответствующим поворотом щеток.

Минимальный угол рассогласования, при котором усилитель дает на выходе напряжение, достаточное для работы двигателя, называется *порогом чувствительности усилителя.*

2. Если при прямолинейном полете магнитная система датчика отклонилась вследствие каких-либо причин от своего первоначального положения на угол β, система потенциометр датчика—потенциометр гироагрегата так же, как и в первом случае окажется рассогласованной. Если этот угол рассогласования превышает порог чувствительности усилителя, на выходе последнего появится напряжение, достаточное для вращения двигателя и установки щеток потенциометра гироагрегата в согласованное положение. При этом силуэт-самолетик указателя также отклонится в соответствующую сторону на угол, равный углу поворота щеток. Возвращение щеток потенциометра гироагрегата в согласованное положение при отклонении магнитной системы датчика, а с нею и щеток потенциометра датчика от первоначального положения произойдет в случае, если угол этого отклонения и время пребывания магнитной системы в отклоненном положении значительны. Нормальные же колебания картушки магнитного датчика, совершающиеся непрерывно в процессе полета, не сказываются на показаниях указателя, так как скорость этих колебаний значительно превышает скорость отработки щеток электродвигателем.

3. Разворот самолета. При развороте самолета направление главной оси вращения гироскопа гироагрегата и положение связанного с ним кольцевого потенциометра будут сохраняться практически неизменными, в то время как щетки, жестко связанные с корпусом гироагрегата, будут поворачиваться вместе с самолетом. Щетки потенциометра датчика также будут поворачиваться относительно своего потенциометра на тот же угол, что и щетки гироагрегата. Но при развороте самолета имеют место увлечение магнитной системы датчика и северная поворотная ошибка (см. § 29), вследствие чего и происходит рассогласование потенциометров. В зависимости от скорости разворота увлечение магнитной системы может достигать значительных величин. Поэтому как во время разворота, так и по окончании его, пока магнитная система не установится снова в направлении магнитного меридиана, щетки потенциометра гироагрегата будут поворачиваться, а вместе с ними повернется на тот же угол силуэт-самолетик указателя.

Это значит, что прибор будет указывать угол разворота с некоторой погрешностью, величина которой при всех прочих равных условиях будет тем больше, чем длительнее совершается разворот. Если время в минутах от начала до конца разворота самолета обозначить буквой t, скорость согласования в градусах за минуту через ω_c, то погрешность в показаниях угла разворота определится соотношением

$$\beta = \omega_c t.$$

Так как разворот совершается сравнительно короткое время, а скорость согласования равна 2—3° в минуту, то погрешность в показаниях угла разворота обычно не превышает 3—4°.

Если угол разворота самолета обозначить α, а первоначальный прямолинейный курс K, то к концу разворота прибор укажет курс

$$K_1 = K + (\alpha + \beta),$$

т. е. больше действительного курса на величину погрешности β.

После выхода самолета на новый прямолинейный курс и после успокоения магнитной системы датчика накопившаяся за это время погрешность будет уменьшаться со скоростью согласования.

Рассогласование потенциометров может достигать больших (до нескольких десятков градусов) величин. При малой скорости (2—3° в минуту) нормального согласования потенциометров времени на рассогласование потребовалось бы очень много. Например, если рассогласование равно 90°, то при скорости согласования 2—3° в минуту потребовалось бы от 30 до 45 мин., для того чтобы прибор показал правильный курс.

Для уменьшения времени согласования потенциометров (особенно при запуске прибора и после фигур высшего пилотажа) прибор снабжен специальным устройством, с помощью которого производится переключение скорости согласования. Устройство состоит из кнопки быстрого согласования *9* (фиг. 380) и электромагнита *8*. При нажатии кнопки цепь электромагнита замыкается, и сердечник, притягивая к себе промежуточную шестерню редуктора, переключает скорость согласования. Передаточное число редуктора соответственно изменяется и скорость согласования увеличивается в 400—500 раз.

Схема взаимодействия элементов комплекта ДГМК-3 показана на фиг. 384. В сеть постоянного тока включены через соединительную коробку преобразователь, потенциометр гироагрегата, электромагнит гироагрегата и кнопка системы быстрого согласования.

Преобразователь дает на выходе переменный трехфазный ток напряжением 36 *в* и частотой 400 периодов в секунду, который поступает в обмотку статора гиромотора и на первичную обмотку силового трансформатора усилителя. Гиромотор гироагрегата представляет собой короткозамкнутый электродвигатель переменного тока с одной парой полюсов.

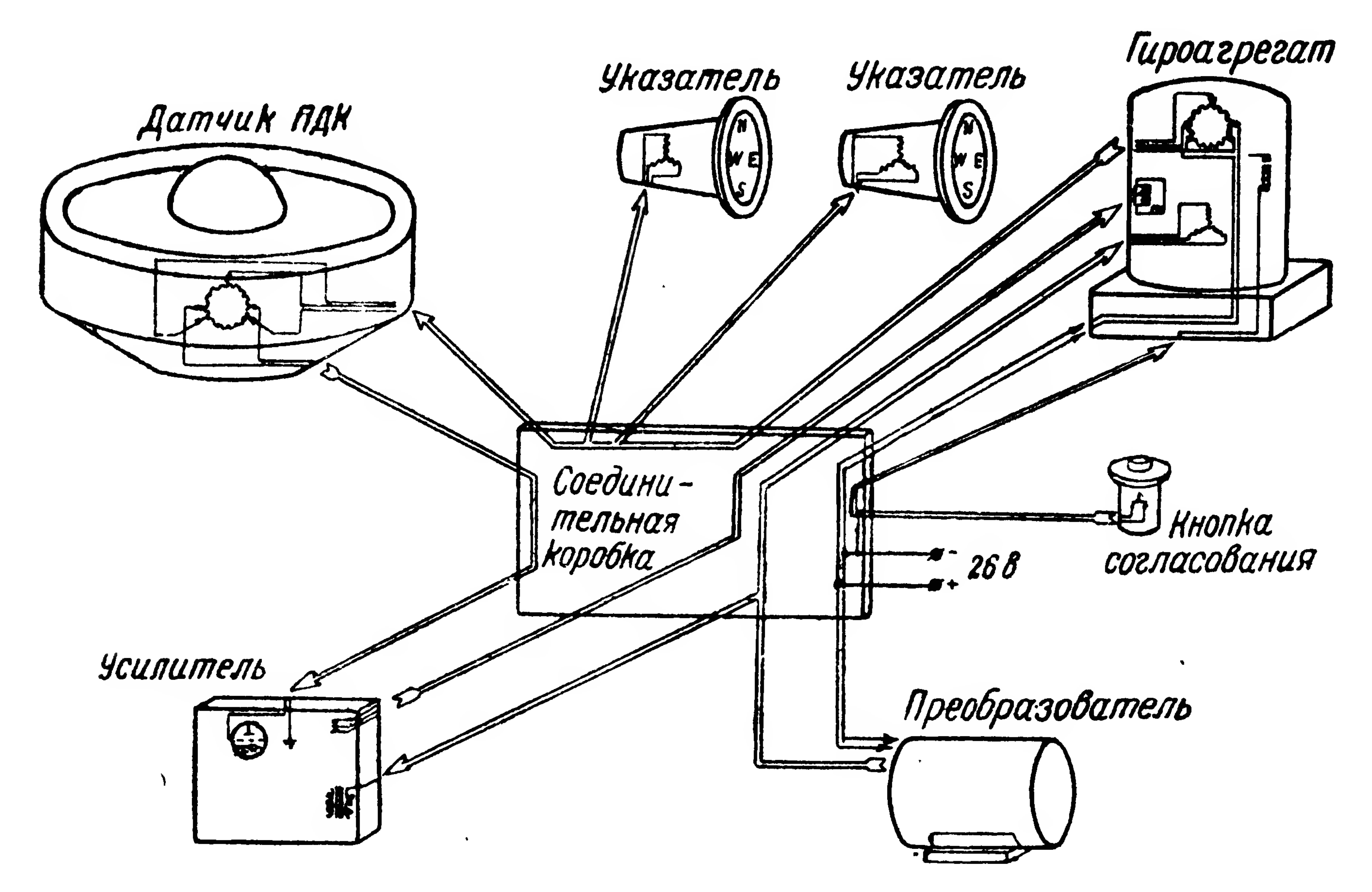
Напряжение, снимаемое с потенциометра гироагрегата, поступает на потенциометр датчика и на катушки указателей. При рассогласовании на выходных клеммах потенциометра датчика появляется некоторая разность потенциалов, которая подается на вход усилителя. С выхода усилителя усиленная величина разности потенциалов подается на отрабатывающий электродвигатель.

Усилитель, применяемый в комплекте электрического дистанционного гиромагнитного компаса, состоит из двух каскадов: магнитного преобразователя-усилителя и лампового (электронного) усилителя. Усилитель предназначен для усиления сигналов, получаемых от потенциометра магнитного датчика при возникновении рассогласо-

вания, и для преобразования этих сигналов в переменный ток частотой 400 *гц*.

Первый (входной каскад), роль которого выполняет магнитный усилитель, предназначен в схеме ДГМК-3 главным образом для преобразования сигналов постоянного тока в сигналы переменного тока и для распознавания полярности сигнала, получаемого от потенциометра датчика.

Второй (выходной каскад) служит для последующего усиления преобразованного сигнала и для питания обмоток малоинерционного двигателя.



Фиг. 384. Схема взаимодействия элементов ДГМК-3.

Подробные сведения об устройстве, принципе действия и работе электронных усилителей изложены в книге А. Л. Драбкина и Д. Д. Дьякова «Основы радиотехники», Воениздат, 1950.

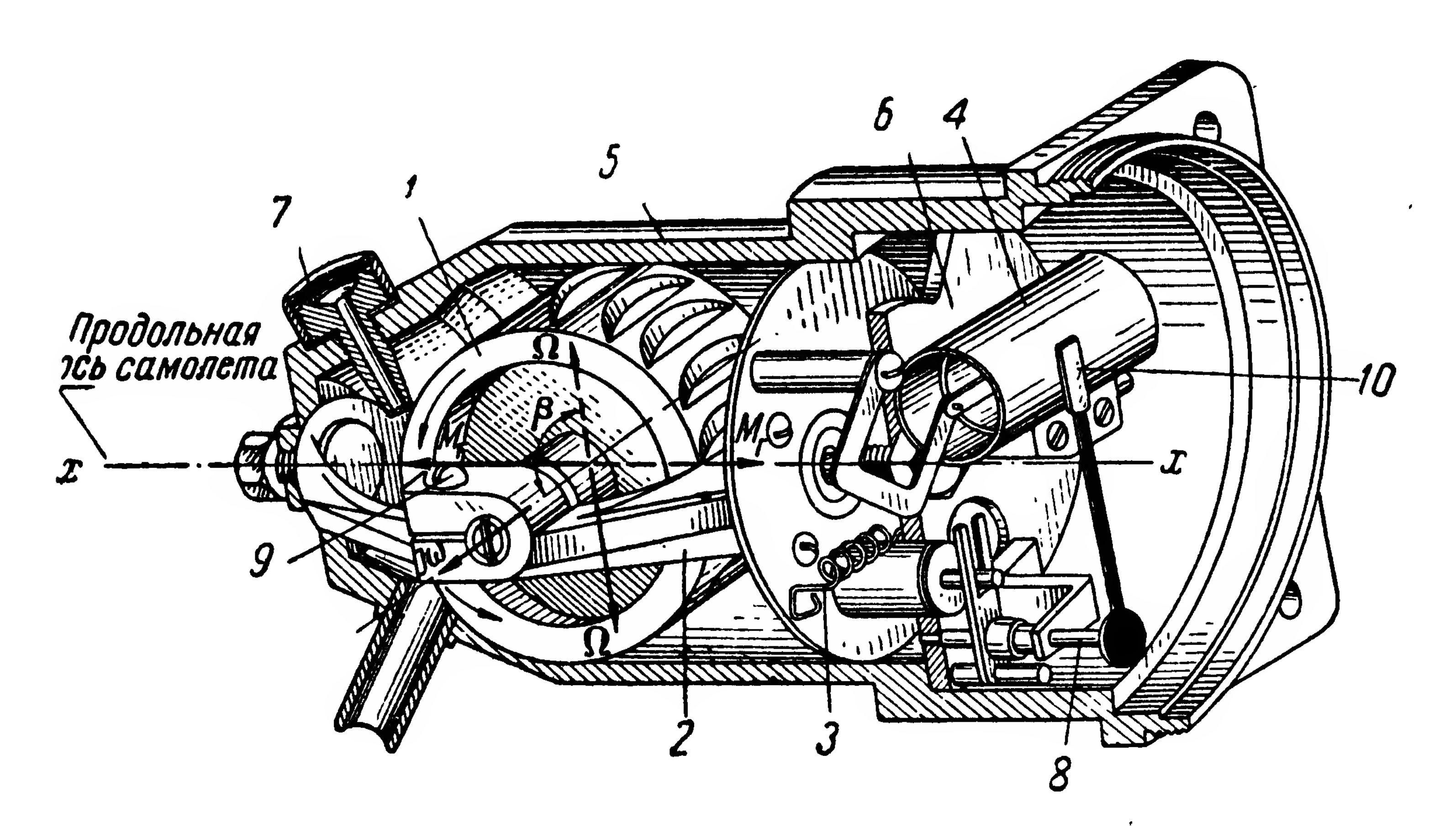
§ 32. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОВОРОТА САМОЛЕТА

Отклонения самолета в горизонтальной плоскости от направления полета определяются с помощью гироскопического прибора, называемого указателем поворота. Это может быть сделано также и с помощью гирополукомпаса, который в отличие от указателя поворота позволяет определять величину угла отклонения самолета от заданного направления полета. Но гирополукомпас, как правило, устанавливается на самолетах, имеющих значительный радиус действия, и поэтому на самолетах некоторых типов этого прибора (ГПК) обычно нет.

Указатель поворота (фиг. 385) представляет собой *гироскоп* с двумя степенями свободы, главная ось которого (ось ротора) рас-

полагается параллельно поперечной оси самолета, а ось рамки 2— параллельно продольной оси самолета. Направление вращения ротора гироскопа выбрано таким, что вектор его угловой скорости $I\omega$ направлен к левому борту самолета, т. е. если смотреть на ротор слева, то вращение его будет против часовой стрелки. Пружина 3, связывающая рамку 2 с корпусом прибора, стремится удержать рамку в плоскости симметрии самолета. Такой гироскоп реагирует на угловую скорость поворота самолета относительно вертикальной оси.

Допустим, что самолет, а вместе с ним и корпус прибора поворачиваются вправо с некоторой угловой скоростью Ω, вектор которой направлен по вертикальной оси вниз. В гироскопе благодаря известным свойствам его возникнет гироскопический момент $M_г$,



Фиг. 385. Кинематическая схема указателя поворота.

1—ротор; 2—рамка; 3—пружина; 4—демпфер; 5—корпус; 6—платинка; 7—сопло; 8—ось стрелки; 9—стопорный винт; 10—стрелка.

который будет стремиться совместить вектор $I\omega$ собственного вращения ротора гироскопа с вектором Ω вынужденного его вращения.

В случае когда поворот самолета совершается влево, действие гироскопического момента $M_г$ будет направлено по оси рамки гироскопа в сторону хвоста самолета. Под влиянием этого момента рамка 2 с гироскопом будет поворачиваться вокруг продольной оси $x—x$ до тех пор, пока гироскопический момент не будет уравновешен моментом от пружины 3.

Вращение рамки будет совершаться влево, но стрелка прибора через кривошипную передачу отклонится вправо и покажет поворот вправо.

При левом развороте вектор угловой скорости самолета будет направлен по вертикальной оси самолета вверх и вызовет возникновение гироскопического момента, направленного к носу самолета (вектор его показан на фиг. 385 сплошной линией). Стрелка прибора отклонится влево и отметит левый разворот.

Величина гироскопического момента, а следовательно, и величина отклонения стрелки прибора зависит от угловой скорости разворота самолета и угла β между вектором скорости ω собственного вращения ротора и вектором угловой скорости разворота самолета и определяются уравнением

$$M_г = J\omega\Omega \sin \beta,$$

где J — момент инерции ротора гироскопа;

ω — угловая скорость вращения ротора гироскопа вокруг главной оси;

Ω — угловая скорость поворота самолета вокруг вертикальной оси самолета;

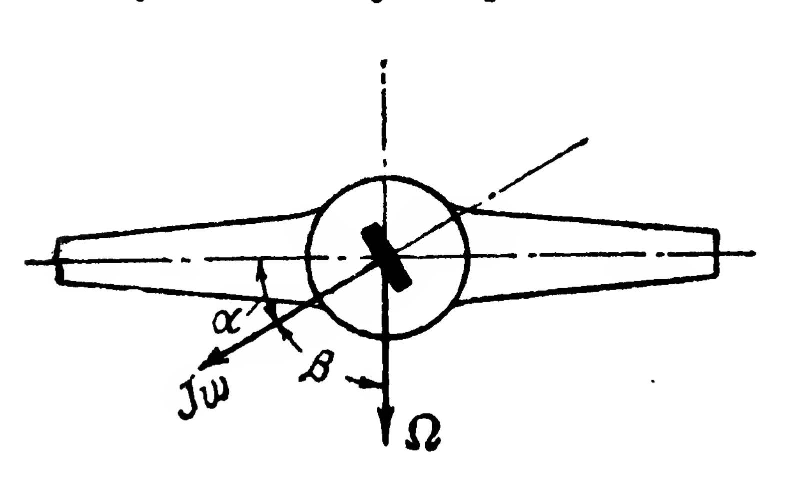
β — угол между векторами угловых скоростей ω и Ω.

Пружина *3* создает момент, противодействующий гироскопическому моменту. Противодействующий момент пропорционален углу отклонения рамки гироскопа от нулевого положения:

$$M_{пр} = K\alpha,$$

где K — жесткость пружины;

α — угол отклонения рамки от нулевого положения.



Фиг. 386. Плоский правый вираж.

Если совершается разворот без крена (так называемый плоский вираж) (фиг. 386), то ось собственного вращения ротора гироскопа, а следовательно, и вектор угловой скорости его вращения ω, стремясь совместиться с вектором вынужденного вращения Ω, наклонится на некоторый угол α к плоскости самолета. При этом, как видно по фиг. 386, сумма углов $\alpha + \beta = 90°$, откуда $\beta = 90 - \alpha$.

Подставляя в уравнение гироскопического момента $M_г$ вместо угла β равный ему угол $(90-\alpha)$, получим уравнение, определяющее величину гироскопического момента для плоского разворота

$$M_г = J\omega\Omega \sin(90-\alpha) = J\omega\Omega \cos \alpha.$$

Учитывая, что угол α отклонения рамки гироскопа обычно невелик (около 15°), можно приближенно считать $\cos \alpha = 1$. Тогда

$$M_г \approx J\omega\Omega. \tag{223}$$

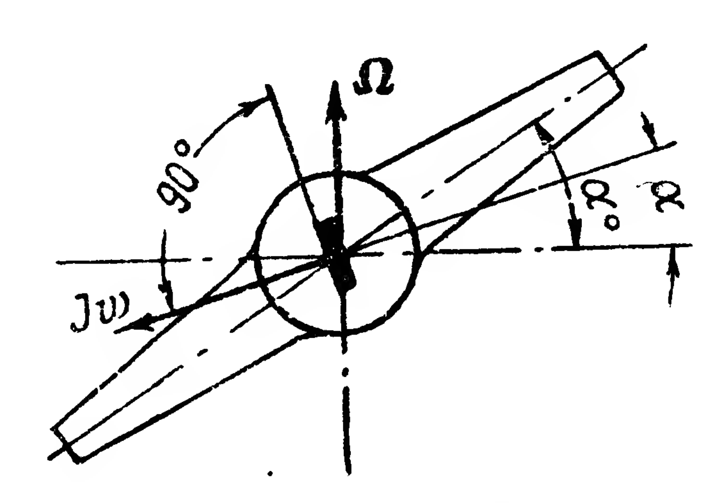
Условие максимального отклонения рамки гироскопа определяется равенством гироскопического и противодействующего (от пружины) моментов, т. е. $M_г = M_{пр}$ или $J\omega\Omega = K\alpha$, где K — коэффициент жесткости пружины.

Из этого равенства находим, что угол поворота рамки гироскопа равен

$$\alpha = \frac{J\omega\Omega}{K}, \tag{224}$$

т. е. угол поворота рамки гироскопа пропорционален моменту инерции J ротора, его угловой скорости вращения ω, угловой скорости виража самолета Ω и обратно пропорционален коэффициенту жесткости пружины K. Коэффициент жесткости пружины и момент инерции ротора гироскопа можно считать величинами практически постоянными для данной конструкции прибора.

Можно добиться также практически постоянного числа оборотов ротора гироскопа вокруг главной оси; в этом случае при плоском вираже отклонения стрелки прибора зависели бы только от угловой скорости виража. Это значит, что для плоского виража шкала прибора могла бы быть градуирована в единицах угловой скорости поворота самолета.



Фиг. 387. Левый вираж с креном.

Но вираж, как правило, совершается с некоторым и зачастую очень большим креном самолета (фиг. 387). В этом случае, как видно по фигуре, угол между осью собственного вращения гироскопа, совпадающей с вектором $J\omega$ и осью вынужденного вращения Ω, будет равен разности углов $\alpha_0 - \alpha$,

где α_0 — угол крена самолета;
α — угол поворота рамки гироскопа.

Гироскопический момент аналогично предыдущему равен

$$M_г = J\omega\Omega \sin[90 - (\alpha_0 - \alpha)] = J\omega\Omega \cos(\alpha_0 - \alpha).$$

Если пренебречь углом α, незначительным по сравнению с α_0, то величина гироскопического момента гироскопа при развороте с углом крена α_0 будет равна

$$M_г \approx J\omega\Omega \cos\alpha_0. \qquad (225)$$

Максимальный угол поворота рамки определяется теми же условиями равновесия, т. е. $M_г = M_{пр} = K\alpha$ или, подставляя вместо гироскопического момента его выражение, получим

$$K\alpha = J\omega\Omega \cos\alpha_0,$$

откуда угол поворота рамки гироскопа определится уравнением

$$\alpha = \frac{J\omega\Omega}{K} \cos\alpha_0. \qquad (226)$$

Из уравнения (226) видно, что угол поворота рамки гироскопа вокруг своей продольной оси при вираже с креном зависит как от угловой скорости виража, так и от угла α_0 крена самолета. При правильном вираже (без скольжения) между углом крена, линейной скоростью и угловой скоростью виража самолета существует

вполне определенная зависимость, вытекающая из того, что для правильного виража обязательно условие, чтобы подъемая сила P самолета уравновешивала его вес G и центробежную силу Q, действующую на самолет при вираже (фиг. 388), т. е. должно быть

$$P = P'.$$

Из фиг. 388 видно, что это условие соблюдается, если

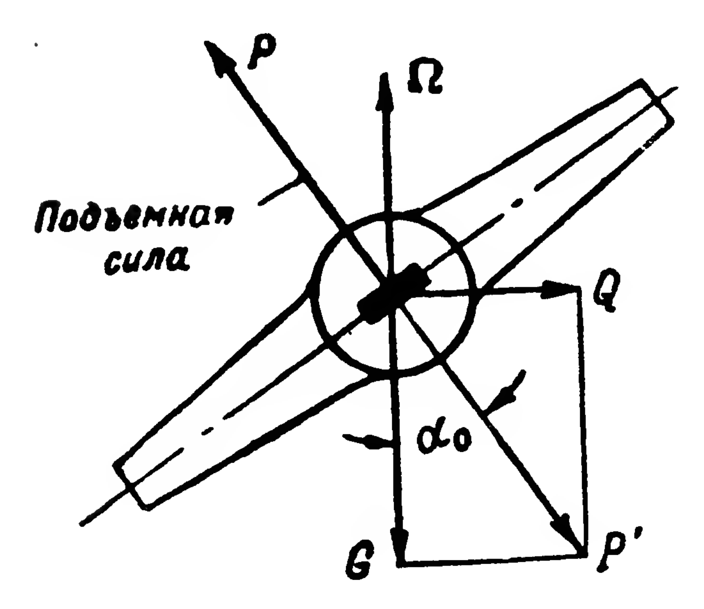
$$P' \sin \alpha_0 = Q$$

и

$$P' \cos \alpha_0 = G,$$

где P' — равнодействующая силы тяжести самолета G и центробежной силы Q.

Разделив первое уравнение на второе, получим



Фиг. 388. Правильный вираж.

$$\operatorname{tg} \alpha_0 = \frac{}{G}. \qquad (227)$$

Известно, что центробежная сила Q равна произведению массы m на центростремительное ускорение, т. е. $Q = a_n \cdot m$, а сила тяжести G равна произведению массы на ускорение g силы тяжести, т. е. $G = mg$,

где m — масса самолета;
a_n — центростремительное ускорение;
g — ускорение силы тяжести.

Подставив в уравнение (227) вместо Q и G их значения, найдем, что $\operatorname{tg} \alpha_0$ равен отношению центростремительного ускорения к ускорению силы тяжести

$$\operatorname{tg} \alpha_0 = \frac{a_n}{g}. \qquad (228)$$

Центростремительное ускорение a_n зависит от линейной скорости движения самолета V и радиуса r виража, т. е.

$$a_n = \frac{V^2}{r}.$$

С другой стороны, линейная скорость равна произведению радиуса виража на угловую скорость вращения, т. е. $V = r\Omega$. Следовательно, центростремительное ускорение равно

$$a_n = V\Omega.$$

Подставляя в уравнение (228) вместо центростремительного ускорения a_n его значение, получим

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{V\Omega}{g}. \qquad (229)$$

Из тригонометрии известно

$$\cos\alpha_0=\frac{1}{\sqrt{1+\operatorname{tg}^2\alpha_0}}.$$

Подставив в уравнение (226) вместо $\cos\alpha_0$ его выражение через $\operatorname{tg}\alpha_0$ и заменив $\operatorname{tg}\alpha_0$ его значением из уравнения (229), получим для угла поворота рамки гироскопа при правильном вираже уравнение

$$\alpha=\frac{J\omega\Omega}{K\sqrt{1+\frac{V^2\Omega^2}{g^2}}}. \qquad (230)$$

Из уравнения (230) видно, что угол поворота рамки гироскопа, а следовательно, и угол отклонения указывающей стрелки прибора зависит от линейной и угловой скоростей виража самолета. Ввиду того что величины линейной и угловой скоростей непостоянны даже для одного и того же типа самолета и тем более непостоянны для различных типов, очевидно, что указатель поворота не может иметь шкалы, градуированной в единицах угловой скорости; поэтому он обычно является прибором *индикаторного типа*, т. е. показывает только направление отклонения.

Необходимо добавить, что, кроме непостоянства линейной и угловой скоростей виража самолета, угловая скорость вращения ротора, особенно у указателей поворота пневматического типа, также не постоянна.

Для прибора, работающего на вакуумном или компрессивном питании, угловая скорость вращения ротора определяется зависимостью

$$\omega=c\sqrt{\frac{\Delta p}{\rho}}, \qquad (231)$$

где c — коэффициент, зависящий от формы лунок на роторе, формы и величины сечения штуцеров питания, размеров, формы и отделки поверхности ротора и от величины трения в подшипниках оси ротора;

Δp — разность между давлением воздуха в корпусе и атмосферным давлением;

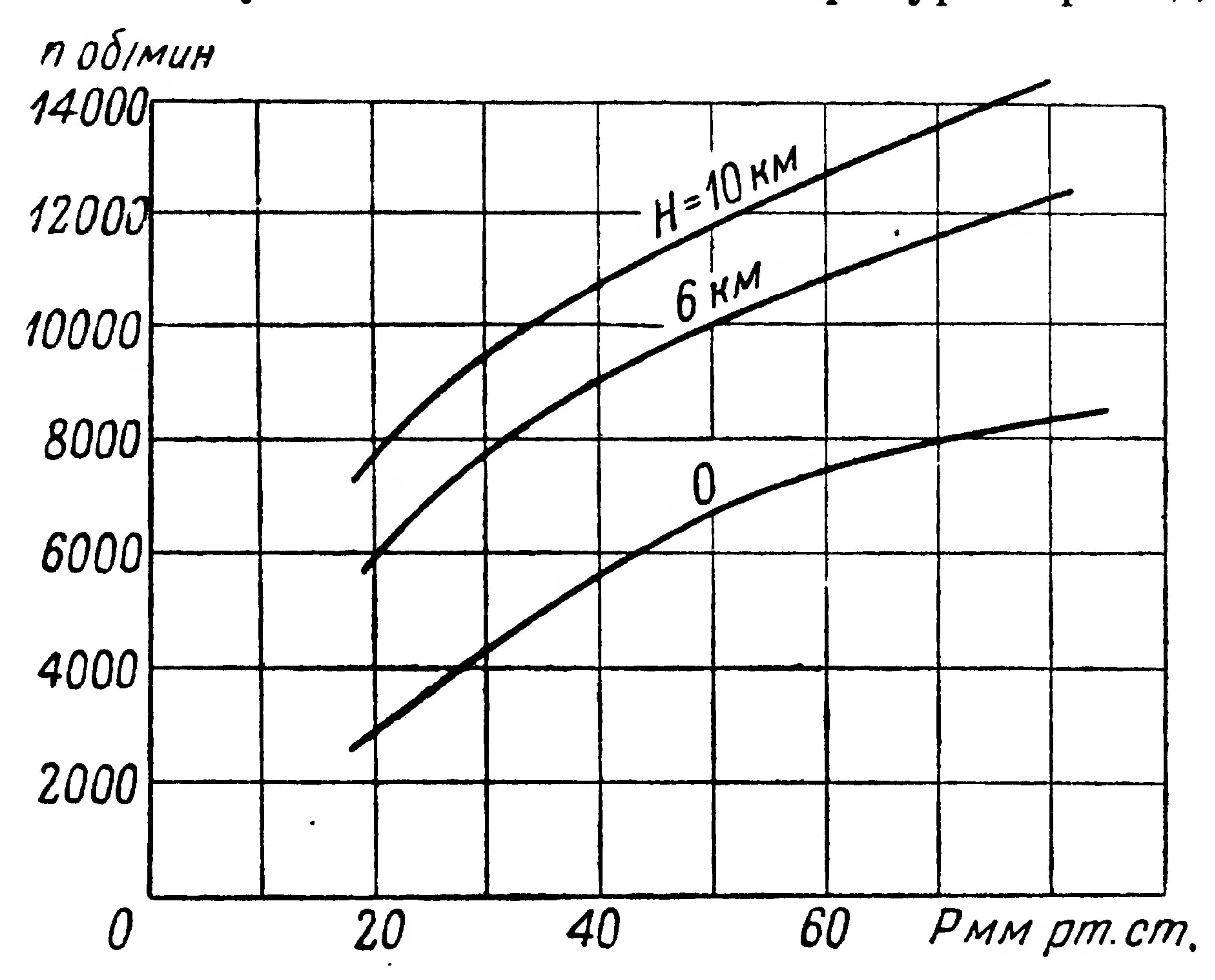
ρ — массовая плотность воздуха.

Из уравнения (231) видно, что угловая скорость вращения ротора тем больше, чем больше вакуум (или давление) в корпусе прибора, и что с увеличением плотности воздуха угловая скорость вращения ротора уменьшается. На фиг. 389 показаны кривые зависимости числа оборотов ротора гироскопа от давления и от высоты полета.

Одним из основных параметров указателя поворота, характеризующего качество прибора, является его угловая чувствительность, т. е. способность прибора реагировать на повороты относительно вертикальной оси с некоторой минимальной скоростью.

Поскольку угол отклонения рамки гироскопа при всех прочих равных условиях зависит от скорости вращения ротора, а последняя зависит от перепада давления Δp, то, очевидно, и чувствительность прибора будет зависеть от этой величины. Поэтому для обеспечения необходимой чувствительности прибора следует величину перепада (разности) давлений Δp поддерживать в определенных пределах. Обычно этот перепад должен быть равен 40—60 *мм* рт. ст.

Угловая скорость вращения ротора гироскопа при всех прочих равных условиях зависит от состояния трущихся поверхностей полуосей и подшипников, а также от качества смазки и температуры окружающего воздуха. Понижение температуры приводит к загу-



Фиг. 389. График зависимости числа оборотов ротора от высоты полета и от давления.

стеванию смазки и к увеличению силы трения, а следовательно, и к уменьшению числа оборотов ротора.

На фиг. 390 показан график зависимости числа оборотов гироскопа от температуры. При температуре —40° С число оборотов снижается почти в 4 раза по сравнению с числом оборотов при нормальной температуре (+20° С).

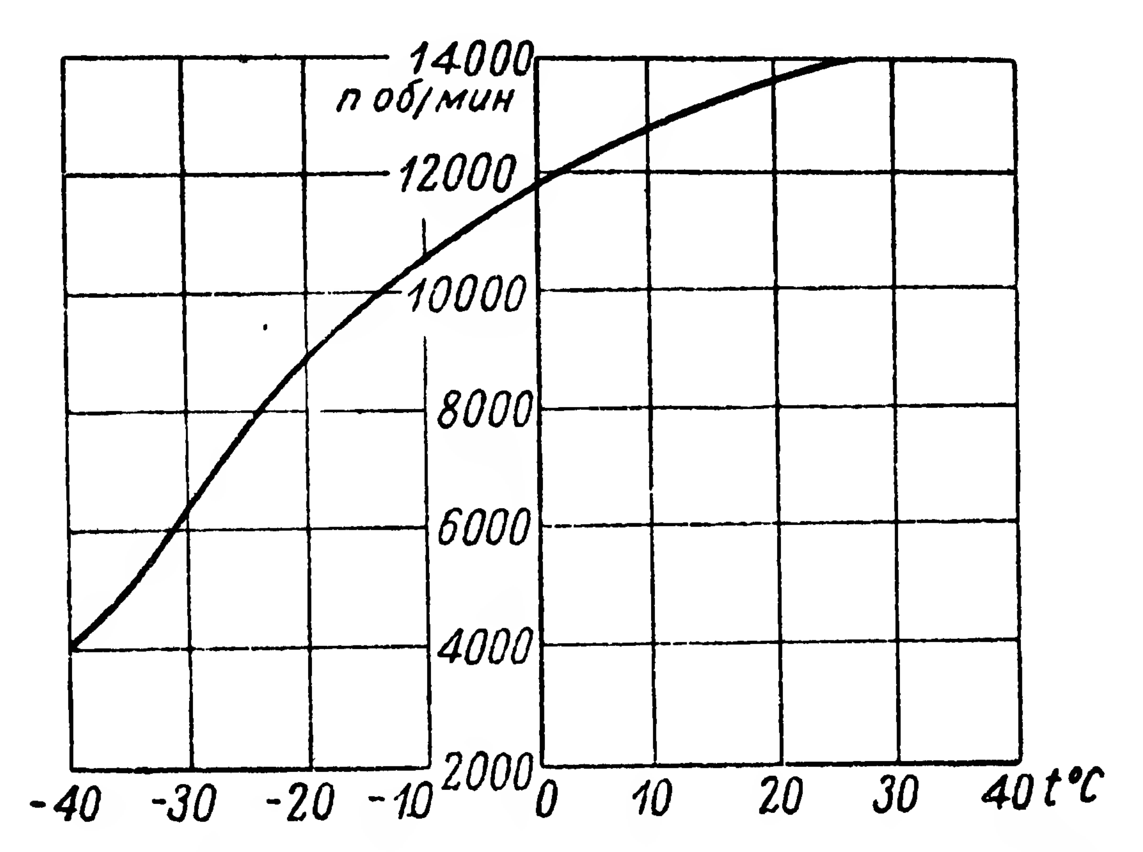
Чтобы получить требуемую чувствительность прибора, необходимо обеспечить минимальное трение полуосей ротора и рамки гироскопа.

Состояние гироскопа и подшипников ротора, а также смазки проверяются в эксплуатации путем измерения времени вращения ротора по инерции, а величина трения в опорах рамки — по величине застоя. Застой представляет собой угол «недохода» стрелки прибора в нулевое положение. Это явление может быть не только результатом повышенного трения на оси рамки, но и следствием затирания в демпфере или недостаточного натяжения пружины *3* (см. фиг. 385).

На лицевой стороне указателя поворота обычно помещается указатель скольжения, состоящий из стеклянной изогнутой трубки *1*

(фиг. 391) с отростком *3*. По трубке *1* перемещается в ту или иную сторону шарик *2*.

Указатель скольжения работает на принципе маятника и поэтому обладает свойством указывать направление действующей на него



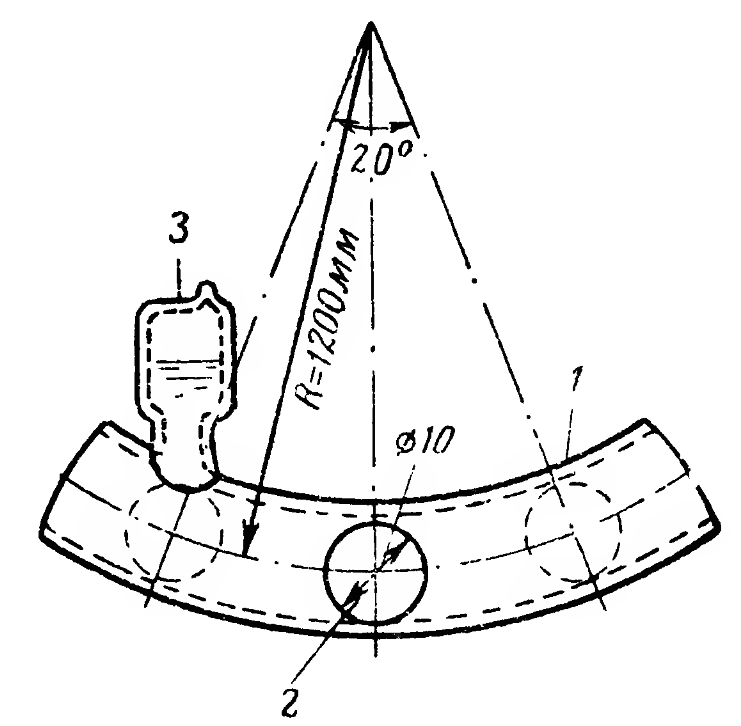
Фиг. 390. График зависимости числа оборотов ротора от температуры.

силы. Если самолет будет лететь строго горизонтально, шарик *2* будет занимать положение в центре стеклянной трубки. В прямолинейном полете каждому углу крена самолета соответствует вполне определенное положение шарика, который под действием собственной тяжести будет отклоняться от нейтрального положения. В случае плоского виража на шарик будет действовать, кроме силы тяжести его, еще и центробежная сила, равная произведению массы шарика на центростремительное ускорение: $Q=a_n m_1$,

где Q — центробежная сила;

m_1 — масса шарика, равная его весу, деленному на ускорение силы тяжести;

a_n — центростремительное ускорение.



Фиг. 391. Указатель скольжения.

1—стеклянная трубка; *2*—шарик; *3*—отросток.

Под действием силы Q шарик отклонится (фиг. 392) на угол, величина которого определяется соотношением

$$\operatorname{tg}\alpha=\frac{Q}{G}=\frac{a_n}{g}.$$

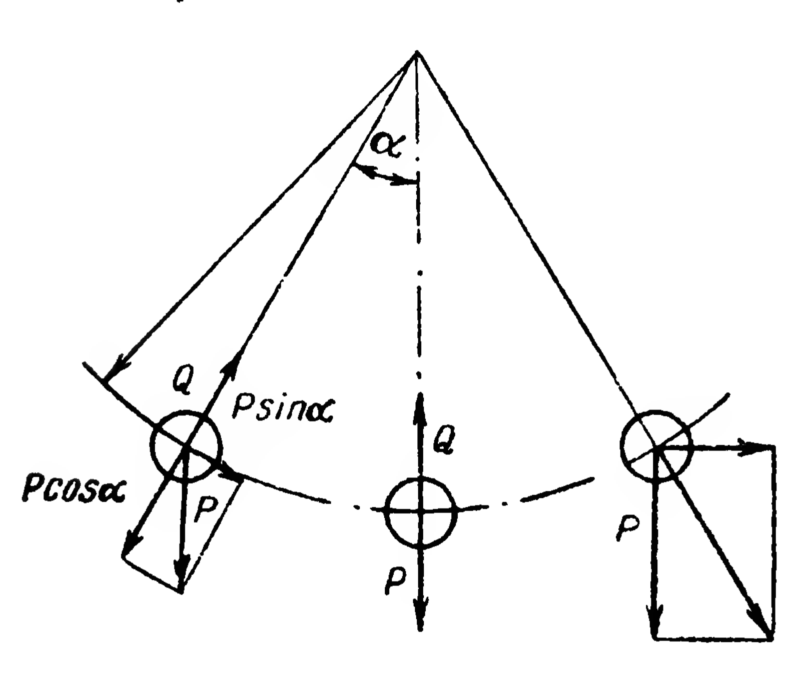
При развороте самолета с креном шарик указателя крена под действием своего веса и сил, действующих на самолет, займет поло-

жение, указывающее направление равнодействующей всех сил, под влиянием которых находится самолет.

Трубка, в которой перемещается шарик, заполняется жидкостью (толуолом), которая быстро успокаивает колебания шарика.

Существенным недостатком пневматического указателя поворота является зависимость его работы от величины разности между давлением в корпусе прибора и атмосферным давлением. С увеличением высоты полета поддержание необходимой величины разности давлений становится все более затруднительным, и на больших высотах пользование прибором становится невозможным.

В связи с этим в последнее время широкое распространение получили электрические указатели поворота, которые обеспечивают удовлетворительные показания на значительно бо́льших высотах полета, чем пневматические.



Фиг. 392. Схема сил, действующих на маятник.

Работа электрического указателя поворота основана на том же принципе, что и пневматического, т. е. на использовании свойств гироскопа с двумя степенями свободы. Поэтому электрический указатель поворота отличается от пневматического только своим конструктивным устройством, что обусловлено применением электрической энергии для вращения ротора гироскопа. В электрическом указателе поворота ротор гироскопа приводится в движение электродвигателем постоянного или переменного тока. Конструктивное устройство электрического указателя поворота можно уяснить из фиг. 393, на которой изображен продольный разрез прибора в горизонтальной плоскости.

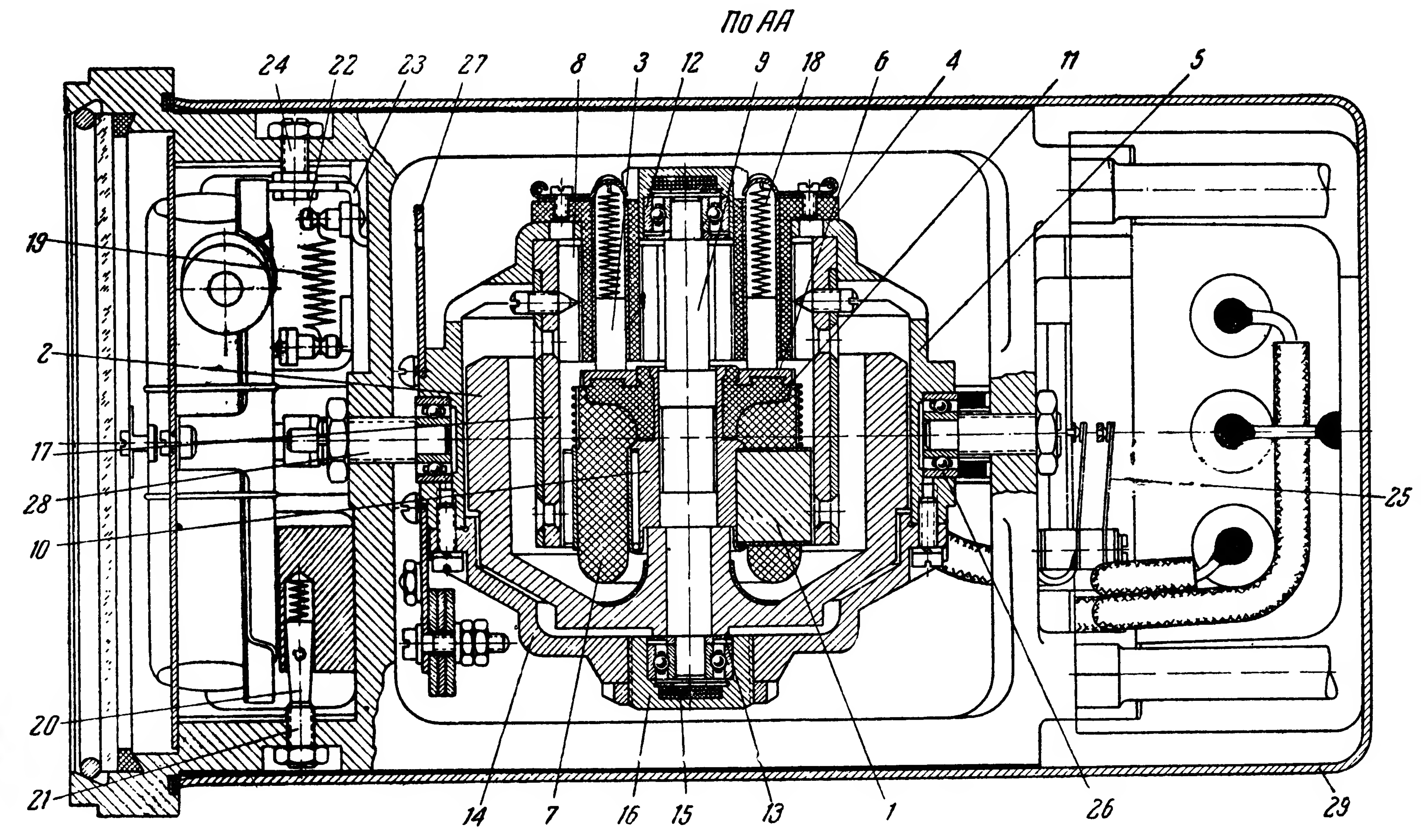
Ротор гироскопа в приборе, изображенном на фиг. 393, приводится в движение электродвигателем постоянного тока, питаемым от электросети самолета.

§ 33. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ САМОЛЕТА ОТНОСИТЕЛЬНО ПЛОСКОСТИ ГОРИЗОНТА

При отсутствии видимости линии естественного горизонта, что практически часто бывает, летчику необходим прибор, показывающий положение самолета относительно земной поверхности.

Для этой цели используются гироскопические приборы, называемые авиагоризонтами, которые в зависимости от вида применяемой энергии разделяются на пневматические и электрические.

Принцип действия авиагоризонта, как пневматического, так и электрического, основан на использовании свойств гироскопа с тремя степенями свободы, у которого главная ось вращения расположена вертикально, а ось вращения внешней рамки карданного подвеса практически параллельна продольной оси самолета.



1—якорь двигателя; *2*—ротор гироскопа; *3*—щетка; *4*—щеткодержатель; *5*—кожух двигателя; *6*—коллектор; *7*—обмотка якоря; *8*—постоянный магнит; *9*—ось якоря; *10*—втулка; *11*—основание коллектора; *12*—шарикоподшипник; *13*—пылезащитная шайба; *14*—крышка гиромотора; *15*—маслодержатель; *16*—резьбовая пробка; *17*—башмак; *18*—пружина щетки; *19*—пружина; *20*—золотник; *21*—регулировочный винт; *22*—стойка пружины; *23*—ползунок; *24*—регулировочный винт; *25*—контакт токоподвода; *26*—шарикоподшипник; *27*—платинка; *28*—осевой винт; *29*—корпус прибора.

Фиг. 393. Конструкция электрического указателя поворота.

Известно, что такой гироскоп при отсутствии влияния внешних моментов может сохранять неизменным в пространстве первоначальное направление своей главной оси вращения. Известно также, что гироскопы не свободны от действия внешних моментов (моментов трения, несбалансированности и т. п.), вследствие чего ось вращения гироскопа может отклоняться от своего первоначального положения. Кроме того, когда ротор гироскопа не вращается или вращается с незначительной скоростью, главная ось вращения гироскопа может занять любое первоначальное положение в пространстве. А для того чтобы прибор указывал положение самолета относительно земной поверхности, необходимо восстановить вертикальное направление главной оси гироскопа.

Применение трехстепенного гироскопа для определения положения самолета относительно горизонтальной плоскости возможно только при наличии направляющей силы, которая способна восстанавливать вертикальное направление главной оси вращения гироскопа каждый раз, как только это положение окажется нарушенным. Сохранение вертикального направления главной оси гироскопа в авиагоризонтах достигается применением специальных устройств — корректоров, которые представляют собой комбинацию малоинерционных маятников, выполняющих роль следящей системы, и силового устройства, создающего соответствующий корректирующий момент, который восстанавливает вертикальное направление главной оси вращения и удерживает ее в пределах допустимых отклонений от этого положения.

Рассмотрим принципиальное устройство и работу пневматических и электрических авиагоризонтов, применяемых в настоящее время на самолетах.

Пневматические авиагоризонты

В этих приборах ротор гироскопа приводится в движение с помощью направленного воздушного потока, поступающего в прибор под действием разрежения (при вакуумном питании) или давления (при компрессивном питании), создаваемых соответственно вакуум-насосом или нагнетателем.

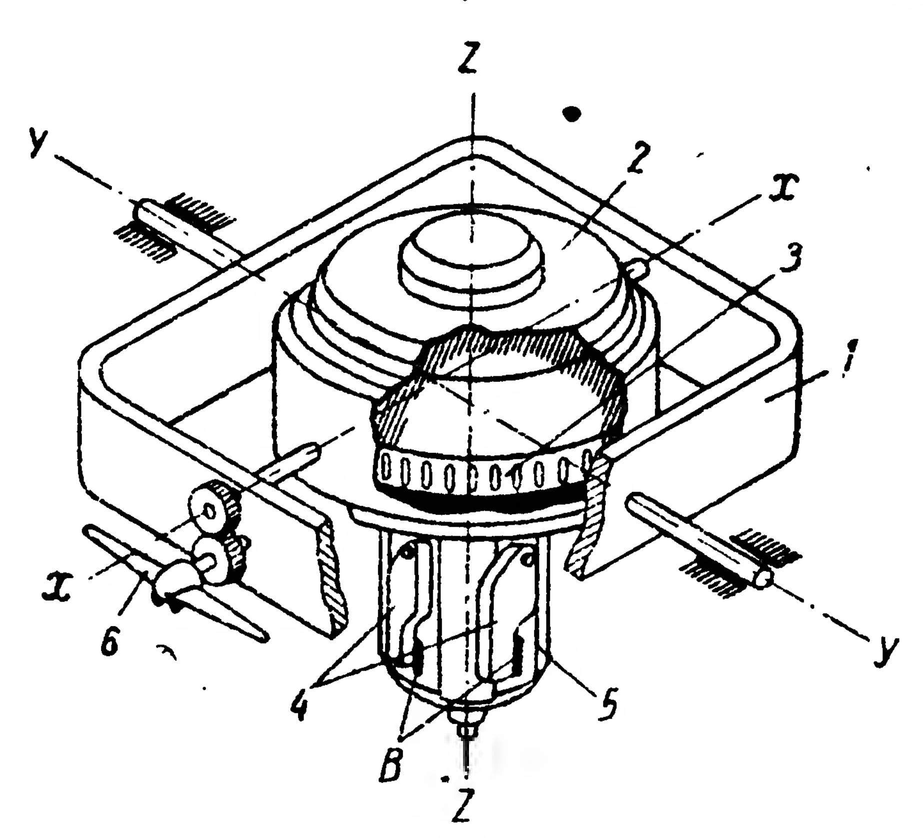
Пневматические авиагоризонты давно применяются на самолетах и в настоящее время имеют значительное распространение в авиации, несмотря на ряд недостатков по сравнению с электрическими авиагоризонтами.

Пневматический авиагоризонт (фиг. 394) состоит из следующих основных элементов: внешней рамки *1* карданного подвеса, ось вращения $y—y$ которой направлена параллельно продольной оси самолета; кожуха *2*, служащего внутренней рамкой карданного подвеса и направляющим каналом для потока воздуха. Ось вращения $x—x$ внутренней рамки расположена параллельно поперечной оси самолета. В кожухе *2* помещен ротор *3* гироскопа, представляющий собой диск, на поверхности которого (по его окружности) сделаны лунки. Главная ось вращения ротора $z—z$ расположена вертикально и почти параллельно вертикальной оси самолета (угол между вертикаль-

ной осью самолета и главной осью гироскопа равен 2° при неотклоненном положении главной оси вращения гироскопа).

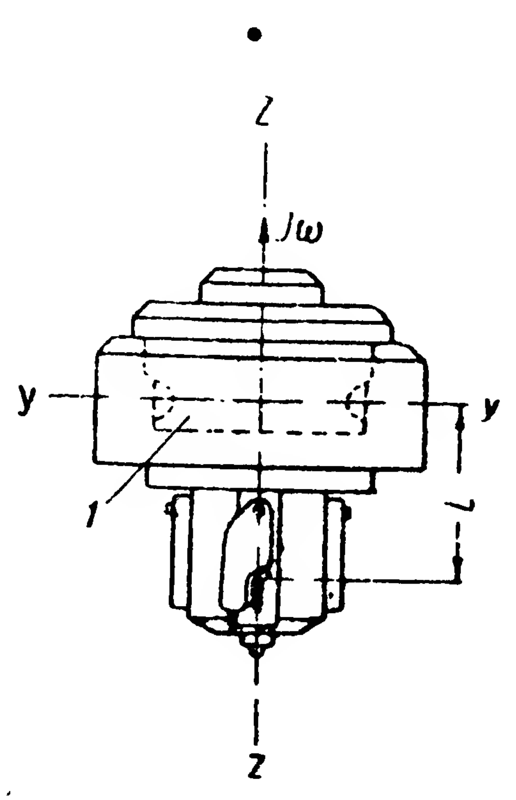
Маятниковые заслонки *4*, реактивная камера *5* с реактивными окнами *В* составляют механизм маятниковой коррекции.

Быстро вращающийся ротор *1* (фиг. 395), как известно, стремится сохранить неизменным направление своей главной оси вращения в пространстве. Если бы на гироскоп не действовали моменты внешних сил, т. е. гироскоп был бы свободным, то при любом изменении положения самолета относительно земной поверхности направление главной оси вращения гироскопа (оси z—z) оставалось бы неизменным, а, следовательно, подвижный индекс (силуэт-самолетик), свя-



Фиг. 394. Принципиальная схема пневматического авиагоризонта.

1—внешняя рамка; *2*—кожух ротора; *3*—ротор; *4*—заслонки маятниковой коррекции; *5*—реактивная камера с отверстиями; *6*—силуэт-самолетик.



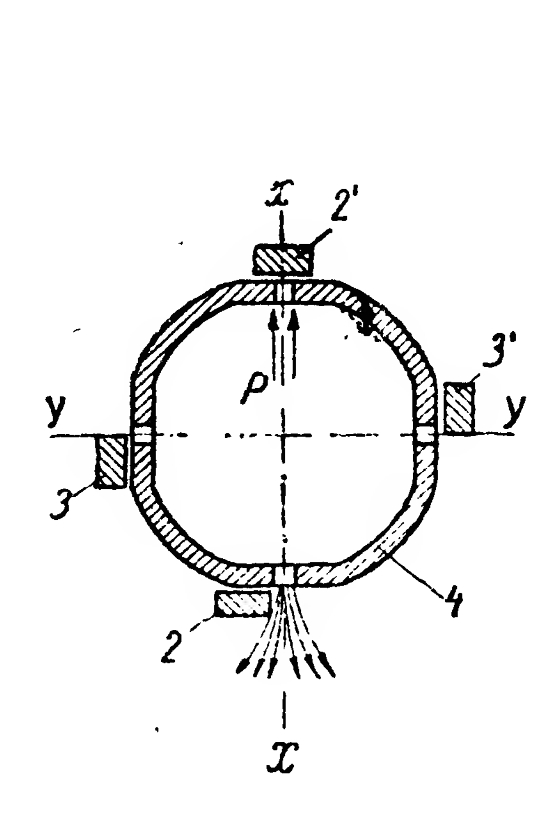
Фиг. 395. Гироскоп пневматического авиагоризонта при неотклоненном положении.

занный с внутренней рамкой гироскопа, занимал бы одно и то же положение. В то же время неподвижный индекс, связанный с корпусом прибора, а следовательно, и с самолетом, перемещался бы вместе с последним относительно подвижного индекса, показывая положение самолета относительно плоскости естественного горизонта. Но гироскоп находится под действием различных внешних сил и главным образом сил, вызываемых трением в опорах карданного подвеса и несбалансированностью гироскопического узла, вследствие чего без специального устройства, обеспечивающего сохранение вертикального направления главной оси вращения, гироскоп не может давать правильных показаний.

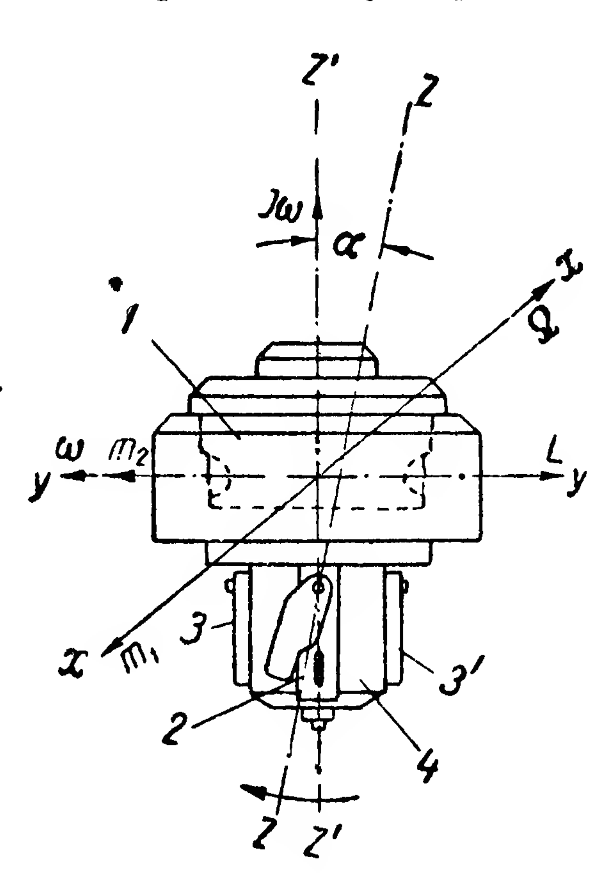
В качестве устройства, удерживающего главную ось гироскопа в вертикальном положении, во всех авиагоризонтах, как пневматических, так и электрических, применяется *маятниковая коррекция*. Механизм маятниковой коррекции пневматических авиагоризонтов состоит из двух пар малоинерционных маятников *2—2′* и *3—3′* (фиг. 396), реактивной камеры *4* с четырьмя одинаковыми окнами, расположенными в противоположных сторонах камеры.

Работа маятниковой коррекции в пневматических гирогоризонтах осуществляется следующим образом. Предположим, что под действием какой-либо силы главная ось гироскопа $z—z$ отклонилась влево от своего вертикального положения на угол α и заняла положение $z'—z'$ (фиг. 397).

В этом случае пара маятниковых заслонок $2—2'$ откроет полностью переднее окно и закроет заднее окно. Другая пара заслонок $3—3'$ действует так же, но в плоскости, перпендикулярной чертежу.



Фиг. 396. Отклоненное положение гироскопа от вертикали.



Фиг. 397. Схема работы маятниковой коррекции.

1—ротор гироскопа; *2—2'* и *3—3'*—малоинерционные маятниковые заслонки; *4*—реактивная камера.

Воздух, находящийся под некоторым давлением в кожухе ротора и в реактивной камере *4*, сообщающейся с кожухом, будет выходить через открытое окно камеры и создаст реактивную силу P (фиг. 396), равную

$$P = \eta \Delta p f,$$

где Δp — разность между давлениями внутри кожуха и вне его;

f — сечение окна.

Сила P будет действовать в сторону закрытого окна.

Момент M относительно оси $y—y$, созданный силой P, вызовет прецессию гироскопа вокруг оси $x—x$.

Если предположить, что гироскоп идеально сбалансирован, то сумма моментов, действующих относительно оси $y—y$, будет слагаться из двух величин: корректирующего реактивного момента M и противоположно ему направленного момента m_y сил трения этой оси.

Скорость прецессии вокруг оси $x—x$ в этом случае равна

$$\omega_x = \frac{M - m_y}{J\Omega}, \qquad (232)$$

где ω_x — скорость прецессии вокруг оси $x—x$;
J — момент инерции ротора гироскопа;
Ω — скорость вращения ротора.

Из уравнения (232) видно, что прецессия гироскопа прекратится, когда алгебраическая сумма моментов станет равной нулю, т. е. когда

$$M - m_y = 0,$$

или, иначе говоря, когда реактивный момент станет равным моменту сил трения оси $y—y$ карданного подвеса, т. е.

$$M = m_y. \tag{233}$$

Величина реактивного момента зависит от величины открытия окна, т. е. от угла отклонения α маятниковой заслонки. Полному открытию окна при отклонении гироскопа на угол α_0 будет соответствовать максимальный реактивный момент M_{max}. Реактивный момент, соответствующий отклонению заслонки на угол α, меньший чем α_0, можно приблизительно считать равным максимальному моменту, умноженному на отношение углов

$$M = M_{max} \frac{\alpha}{\alpha_0}. \tag{234}$$

Условие прекращения прецессии можно написать, подставив в уравнение (233) вместо реактивного момента его выражение, т. е.

$$M_{max} \frac{\alpha}{\alpha_0} = m_y,$$

откуда находим величину угла α

$$\alpha = \frac{m_y}{M_{max}} \alpha_0. \tag{235}$$

Уравнение (235) определяет величину угла α, на который ось $z'—z'$ не дойдет до вертикального положения. Этот угол называют углом застоя авиагоризонта.

Из уравнения (235) видно, что угол застоя будет тем меньше, чем меньше трение в осях карданного подвеса, чем меньше угол α_0, при котором окно полностью открыто, и чем больше реактивный момент, соответствующий полному открытию окна.

Угол α_0 и момент M_{max} при номинальной величине давления (или разрежения) являются для существующего прибора величинами постоянными. Поэтому угол застоя в случае идеальной сбалансированности гироскопа будет в основном определяться величиной трения в осях карданного подвеса. Эти силы трения могут в широких пределах изменяться в процессе эксплуатации прибора.

Кроме рассмотренного прецессионного движения гироскопа вокруг оси $x—x$, будет иметь место прецессия вокруг оси $y—y$. Это прецессионное движение вызывается моментом m_x сил трения

оси $x—x$, который неизбежно появится при вращении гироскопа вокруг этой оси.

Угловая скорость прецессионного движения вокруг оси $y—y$ определяется отношением действующего момента трения к кинетическому моменту гироскопа, т. е.

$$\omega_y = \frac{m_x}{J\Omega}, \quad (236)$$

где ω_y — угловая скорость прецессии вокруг оси $y—y$;
m_x — момент трения оси $x—x$;
$J\Omega$ — кинетический момент гироскопа.

Угол застоя β относительно оси $y—y$ аналогично предыдущему равен

$$\beta = \frac{m_x}{M_{\max}} \alpha_0, \quad (237)$$

где α_0 — угол, которому соответствует полное открытие окна;
$M_{\max}$ — корректирующий момент, соответствующий полному открытию окна.

Уравнения (236) и (237) верны для случая идеальной сбалансированности гироскопа. Если же существует несбалансированность относительно какой-либо из осей гироскопа, то к моменту трения добавится момент несбалансированности.

Предположим, что левая часть карданного подвеса тяжелее правой на некоторую величину Q. Момент несбалансированности m_Q будет действовать относительно оси $x—x$ и вызовет прецессию вокруг оси $y—y$.

Поскольку направление момента несбалансированности в данном случае совпадает с направлением момента трения m_x в опорах оси $x—x$, скорость прецессии вокруг оси $y—y$ будет равна

$$\omega_y = \frac{m_x + m_Q}{J\Omega}, \quad (238)$$

и угол застоя относительно этой оси будет равен отношению суммы моментов трения и несбалансированности к максимальному корректирующему моменту, умноженному на величину угла наклона оси, соответствующего полному открытию окна

$$\beta = \frac{m_x + m_Q}{M_{\max}} \alpha_0. \quad (239)$$

Если бы тяжелее была правая сторона, то при восстановлении гироскопа из левого завала момент несбалансированности вычитался бы из момента трения и уравнения (238) и (239) приняли бы вид

$$\omega_y = \frac{m_x - m_Q}{J\Omega} \quad \text{и} \quad \beta = \frac{m_x - m_Q}{M_{\max}} \alpha_0.$$

Таким образом, в случае когда отклонение гироскопа совпадает с направлением момента от несбалансированности гироскопа, угол застоя увеличивается, а в случае несовпадения угол застоя может в зависимости от величины этого момента увеличиваться или уменьшаться

Из уравнений (238) и (239) вытекает важный для эксплуатации вывод, а именно: проверяя угол застоя и сравнивая фактическую величину этого параметра с допускаемыми нормами, можно судить о состоянии трущихся поверхностей осей и подшипников карданного подвеса, а также о состоянии балансировки гироскопического узла в целом.

Пневматический авиагоризонт имеет ряд существенных недостатков, из которых основными являются:

1. Недостаточная высотность прибора, особенно если он работает на вакуумном питании.

2. Очень большая возможность корродирования и загрязнения подшипников гироскопа вследствие занесения влаги и пыли питающим воздухом (особенно при компрессивном питании прибора).

3. Недостаточный температурный интервал работы (он лежит в тех же пределах, что и для пневматического указателя поворота, см. § 32).

4. Малый кинетический момент, что приводит к недостаточной устойчивости гироскопа.

В последние годы широкое распространение получили электрические авиагоризонты, основанные на использовании тех же свойств гироскопа; благодаря применению электрической энергии вместо пневматической эти приборы обладают значительными преимуществами по сравнению с пневматическими авиагоризонтами. Основные из них следующие:

1. Независимость работы прибора от степени разрежения окружающей атмосферы (т. е. от высоты полета).

2. Значительно более широкий температурный диапазон работы (от +50 до —60° С вместо +50 до —35° С). Температурный диапазон работы увеличивается главным образом за счет выделения тепла электрическими элементами прибора (температура внутри прибора на 20—25° С выше окружающей).

3. Возможность значительного увеличения (в 2—2,5 раза) числа оборотов ротора гироскопа по сравнению с пневматическим авиагоризонтом, что увеличивает кинетический момент, а следовательно, и устойчивость гироскопа. Это позволяет уменьшить габариты прибора.

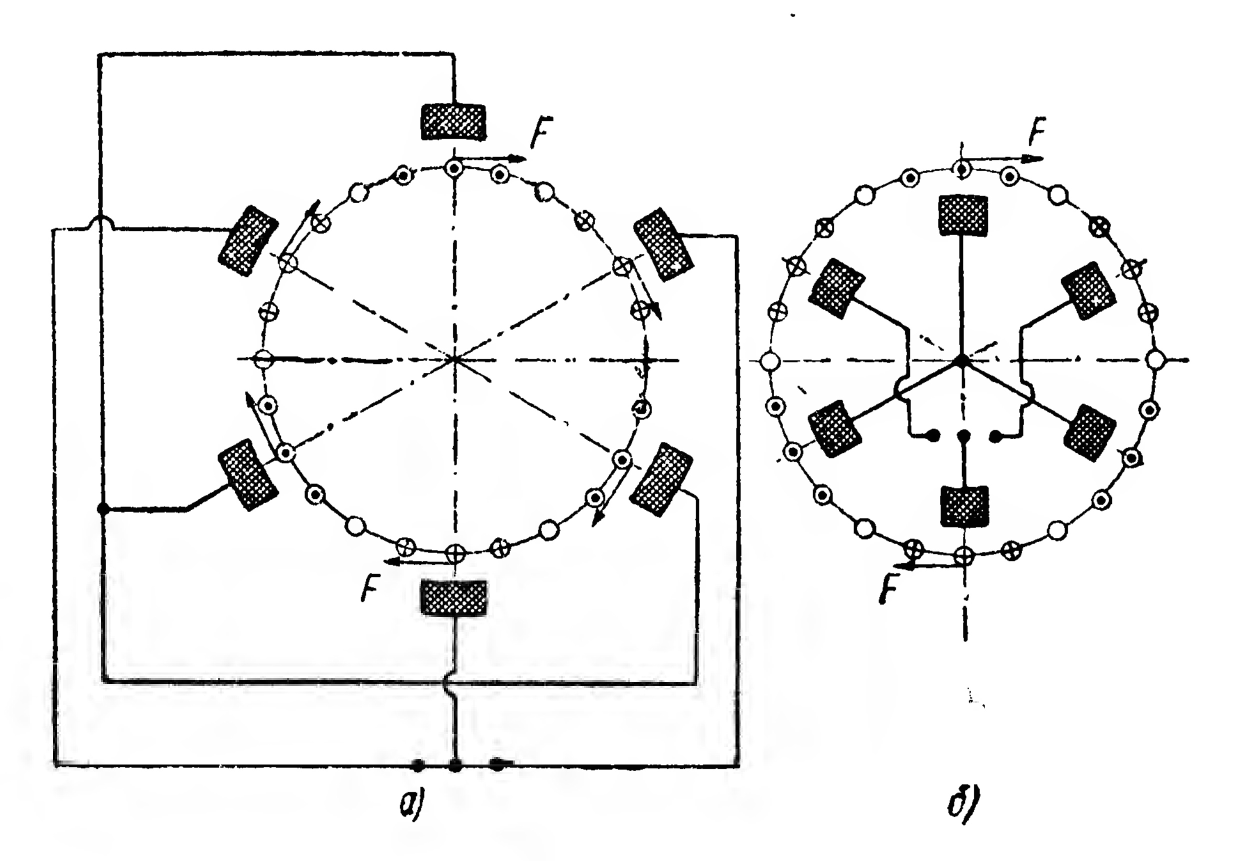
4. Меньшее корродирование подшипников и осей гироскопа ввиду отсутствия протекающих через корпус прибора больших количеств воздуха.

В электрических авиагоризонтах для приведения во вращение ротора гироскопа применяется переменный трехфазный ток, получаемый от самолетной электросети (если источником тока на самолете служат генераторы переменного тока) или от специальных

преобразователей постоянного тока в переменный (если источник тока на самолете — генератор постоянного тока).

Необходимость применения трехфазного переменного тока связана с практической целесообразностью использования в качестве гиромотора короткозамкнутого асинхронного трехфазного двигателя переменного тока, который ввиду отсутствия коллектора и щеток проще в изготовлении и надежнее в работе, чем двигатели другого типа.

Для получения возможно большего кинетического момента гиромоторы авиагоризонта и указателя поворота сделаны несколько необычными. Особенность заключается в том, что ротор гиромотора



Фиг. 398. Схема короткозамкнутого электродвигателя переменного тока.

а — электродвигатель с внешним расположением статора; *б* — электродвигатель с внутренним расположением статора.

является внешней частью машины по отношению к статору (фиг. 398).

Благодаря удалению вращающихся масс ротора от центра вращения момент инерции ротора значительно увеличивается, что важно для устойчивости гироскопа.

Обмотка статора гиромотора авиагоризонта делается, как правило, трехкатушечной (одна пара полюсов), а гиромотора указателя поворота — шестикатушечной (две пары полюсов). При питании гиромоторов током одинаковой частоты число оборотов ротора гиромотора авиагоризонта в два раза больше, чем гиромотора указателя поворота.

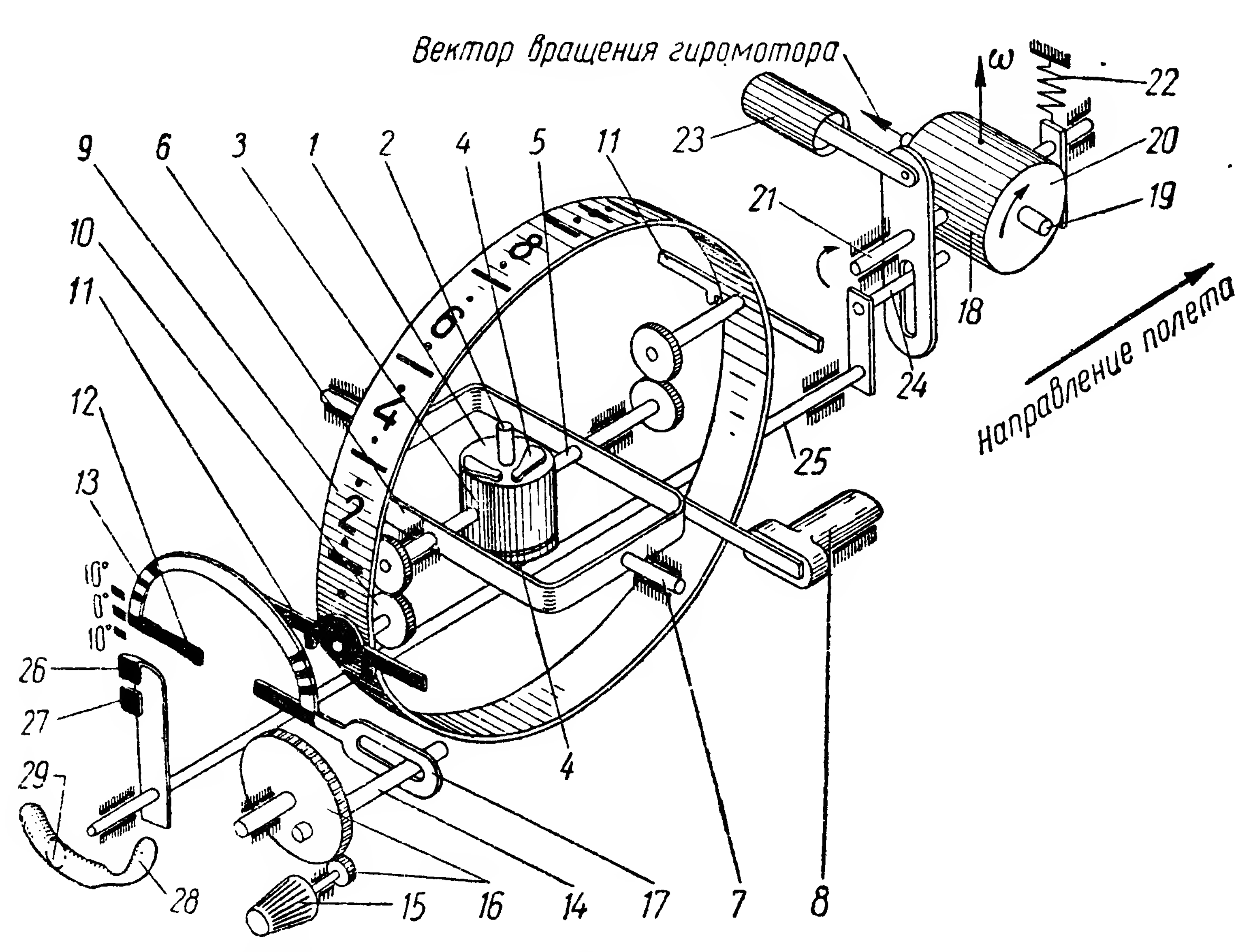
Питание гиромоторов осуществляется от преобразователя, который преобразует постоянный ток, получаемый им от электрической бортовой сети, в переменный ток с частотою f и напряжением V на выходе. Обычно частота $f=400—500$ *гц* и напряжение $V=36$ *в*. Скорость вращения ротора при одной паре полюсов в статоре двигателя составляет около 23 000 об/мин.

Гиромотор указателя поворота делается с двумя парами полюсов для уменьшения числа оборотов, так как при очень большом

числе оборотов чувствительность приборов к угловым отклонениям оказывается недостаточной. Следовательно, числю оборотов ротора гиромотора указателя поворота при тех же условиях будет в два раза меньше числа оборотов гиромотора авиагоризонта, т. е. составит около 11 500 об/мин.

Принцип устройства электрического авиагоризонта

Принцип действия электрического авиагоризонта и указателя поворота ничем не отличается от принципа действия соответствующих пневматических приборов, так как и те и другие основаны на



Фиг. 399. Кинематическая схема комбинированного электрического авиагоризонта АГК-47А.

1—гиромотор; 2—главная ось вращения гироскопа; 3—кожух гиромотора; 4—маятниковый переключатель; 5—ось внутренней рамки; 6—внешняя рамка карданного подвеса; 7—ось внешней рамки; 8—электромагнитный стопор; 9—картушка; 10—зубчатая передача; 11—силуэт-самолетик; 12—неподвижные индексы; 13—шкала поперечных кренов; 14—палец; 15—кремальера; 16—зубчатая передача; 17—кулиса; 18—кожух гиромотора указателя поворота; 19—главная ось; 20—гиромотор; 21—ось внешней рамки (кожуха); 22—пружина; 23—демпфер; 24—кривошипно-кулисная передача; 25—продольный валик; 26—стрелка; 27—неподвижный индекс; 28—указатель крена; 29—шарик.

использовании свойств гироскопа (с тремя степенями свободы у авиагоризонта и с двумя степенями свободы у указателя поворота).

Однако при одном и том же принципе действия электрические авиагоризонты существенно отличаются от пневматических общим устройством и устройством отдельных элементов. Электрические авиагоризонты делаются, как правило, комбинированными, т. е. в одном корпусе объединяются авиагоризонт и указатель поворота, а на лицевой стороне укрепляется указатель скольжения. Кинематическая схема электрического комбинированного авиагоризонта АГК-47А показана на фиг. 399.

Механизм авиагоризонта состоит из гиромотора *1* с вертикально расположенной главной осью вращения *2*. Гиромотор помещен в карданный подвес, состоящий из кожуха *3*, служащего внутренней рамкой гироскопа, и внешней рамки *6*, ось *7* которой параллельна продольной оси самолета. На кожухе гиромотора сверху расположены маятниковые переключатели *4* маятниковой коррекции, а внизу — силовая часть корректора. На внешней рамке *6* укреплены картушка *9*, две пары зубчатых колес *10* и две подвижные планки (силуэт-самолетик) *11*, которые вместе с неподвижными индексами *12* служат для указания положения самолета по отношению к земной поверхности.

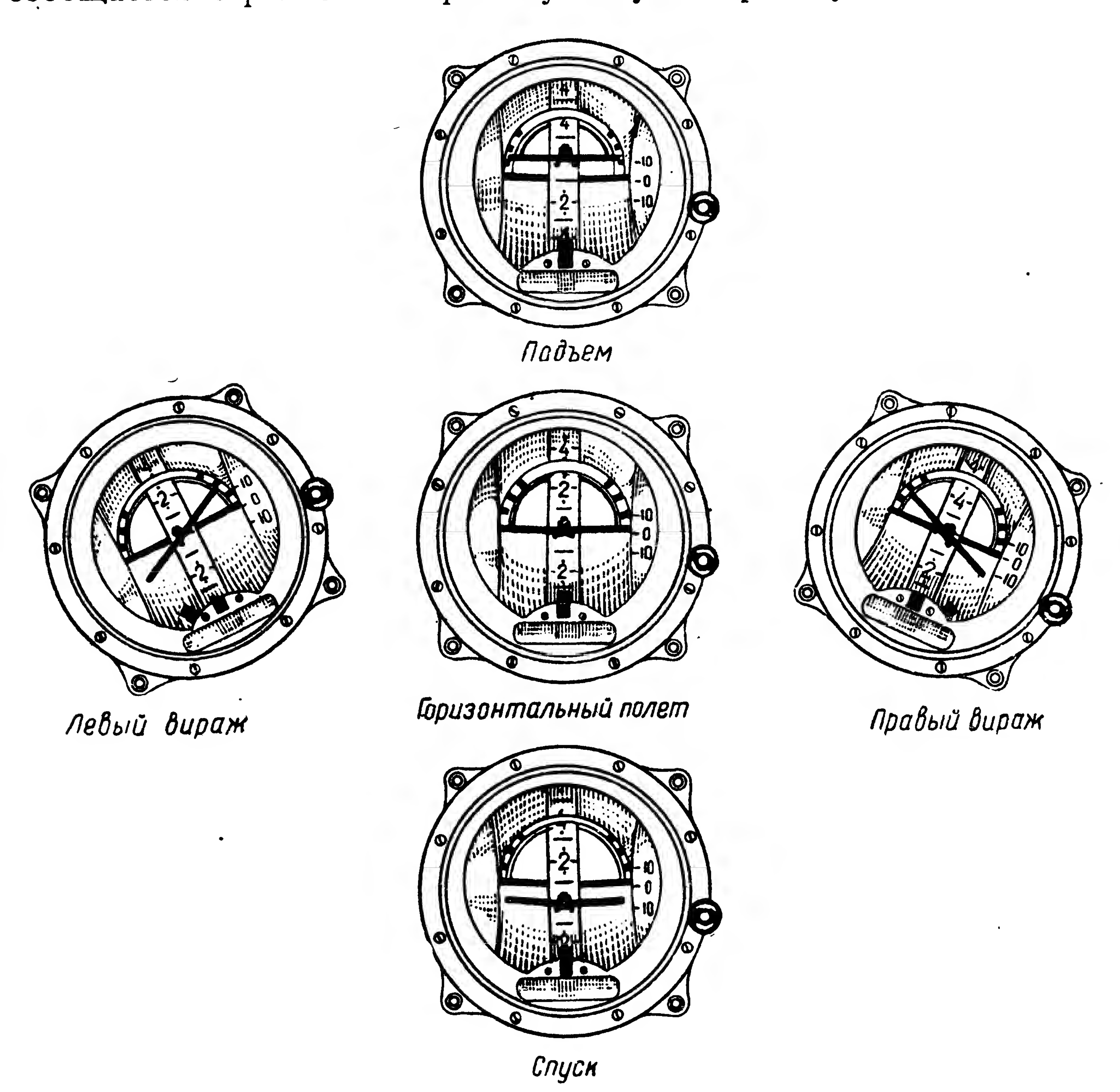
Прибор работает следующим образом. Быстро вращающийся ротор гиромотора *1* удерживает с помощью маятниковой коррекции главную ось вращения *2* в вертикальном положении независимо от положения самолета. Например, при продольном крене положение гироузла с внешней рамкой *6* останется неизменным относительно земной поверхности, а корпус прибора с жестко закрепленными на нем индексами *12* повернется относительно оси *7* на угол, равный углу продольного крена. Подвижный индекс-самолетик *11* и нулевая отметка картушки *9* окажутся выше или ниже индексов *12* и покажут, таким образом, подъем или снижение самолета.

При поперечном крене самолета гироскоп также останется в прежнем положении, а корпус прибора, связанный жестко с самолетом, повернется вместе с последним на величину крена. Этот поворот передается через зубчатую передачу *10* индексу-самолетику *11*, который установится на соответствующей отметке шкалы *13* и укажет величину угла крена. Фиг. 400 наглядно иллюстрирует показания прибора при различных эволюциях самолета. Авиагоризонт снабжен электромагнитным стопором *8* (фиг. 399), запирающим внешнюю рамку карданного подвеса (при невключенном питании) в горизонтальном положении. Это значительно сокращает время первоначального восстановления гироскопа из завала при запуске прибора. Кремальера *15* с зубчатой передачей *16* и кривошипно-кулисная передача *17* служат для установки неподвижных горизонтальных индексов *12* против нуля картушки *9* при изменении угла атаки (угла тангажа).

Механизм указателя поворота состоит из гиромотора *20*, заключенного в кожух *18*, служащего рамкой гироскопа, ось *21* которой расположена параллельно продольной оси самолета. При отсутствии разворота главная ось вращения *19* параллельна поперечной оси самолета.

При развороте самолета вокруг вертикальной оси с угловой скоростью ω гироскоп указателя поворота стремится совместить главную ось *19* собственного вращения с осью вынужденного вращения, т. е. с вектором $\bar{\omega}$. Возникающий при этом гироскопический момент вокруг оси *21* уравновешивается пружиной *22*, служащей одновременно для возвращения гироскопа в первоначальное положение после окончания разворота. Демпфер *23*, состоящий из цилиндра и поршня, служит для обеспечения быстрого затухания

колебаний стрелки *26* прибора. Поворот гироскопа вокруг оси *21* сообщается стрелке *26* через кулисную передачу *24* и валик *25*.



Фиг. 400. Положение силуэта-самолетика в зависимости от положений самолета относительно плоскости горизонта.

Отклонение стрелки *26* от неподвижного индекса *27* показывает отклонение самолета от направления полета.

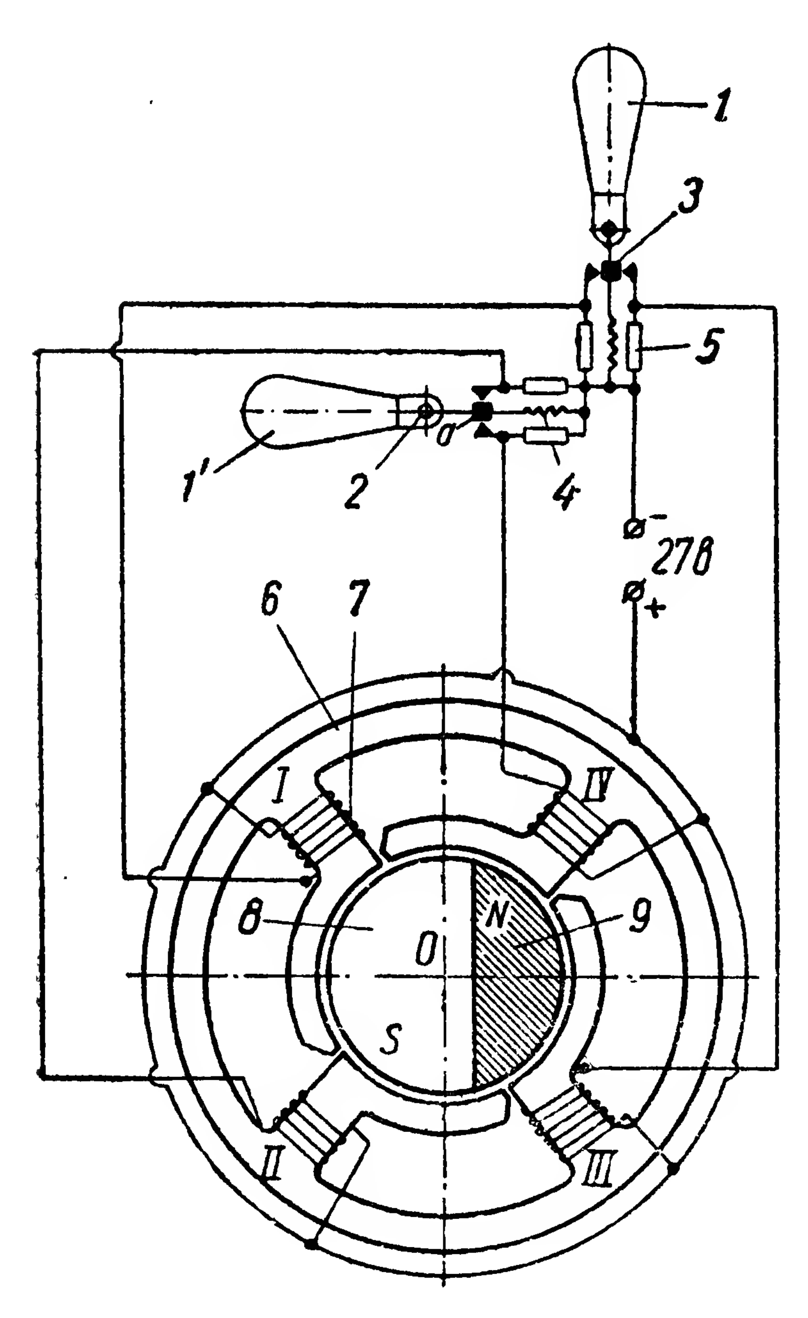
Коррекция электрических авиагоризонтов

В электрических авиагоризонтах, так же как и в пневматических, необходимо иметь специальное устройство, стабилизирующее главную ось вращения гироскопа в вертикальном положении. Без такого устройства главная ось гироскопа будет под действием внешних моментов (моментов трения и несбалансированности) уходить от вертикального положения, и прибор не будет давать правильных показаний.

Способ стабилизации главной оси вращения ротора гиромотора электрического авиагоризонта в вертикальном направлении также

основан на использовании свойств малоинерционного маятника, служащего в механизме корректора чувствительным элементом, а комбинация из этих маятников выполняет роль следящей системы.

Однако в отличие от пневматического авиагоризонта, в котором маятники служат заслонками для перекрытия окон реактивной камеры, в электрических авиагоризонтах маятники работают в качестве переключателей или выключателей соответствующих силовых электрических устройств, создающих корректирующие моменты.



Фиг. 401. Схема корректора АГК-47А.

1 и *1'* — маятниковые переключатели; *2*—ось вращения переключателя; *3*—переключатель поперечной коррекции; *а* — переключатель продольной коррекции; *4*—токоотвод; *5*—искрогасящее сопротивление; *6*—сердечник; *7*—обмотка сердечника; *8*—магнит-ротор; *9*—коррекционный груз.

Силовые электрические устройства корректорного механизма могут быть выполнены в виде электрических двигателей переменного или постоянного тока или в виде соленоидов.

На фиг. 401 изображена принципиальная схема электромагнитного корректора, применяемого в электрическом авиагоризонте АГК-47А. Механизм этого корректора состоит из двух малоинерционных маятниковых переключателей *1* и *1'*, расположенных перпендикулярно друг к другу. Каждый маятник управляет через свою контактную систему работой силовой части корректора, представляющей собой сердечник *6* с четырьмя полюсными наконечниками, на которых расположена обмотка *7*. В центральной части сердечника расположен круглый постоянный магнит-ротор *8*, к которому припаян груз *9*, смещенный относительно центра вращения.

Силовая часть корректора укреплена внизу гиромотора авиагоризонта, а маятниковые переключатели *1*—*1'* — на верхней площадке его.

Корректор работает следующим образом. Если главная ось гироскопа находится в вертикальном положении, маятниковые переключатели *1* и *1'* устанавливаются в нейтральное положение, при котором катушки силовой части корректора будут обесточены и магнит-ротор будет занимать некоторое положение, зависящее от общей сбалансированности гироузла.

Предположим, что самолет получил продольный крен по отношению к оси гироскопа. В этом случае маятниковый переключатель *1'* отклонится в соответствующую сторону и замкнет контакты *а* и *б* или *а* и *в*, а тем самым замкнет с минусом сети цепь катушек *II*

или *IV*, по одной из которых пойдет ток. Благодаря этому на участке полюсного наконечника этой катушки образуется магнитное поле, взаимодействующее с магнитным полем магнита-ротора. Магнитное поле катушки повернет магнит-ротор *8* на некоторый угол и установит коррекционный груз *9* в такое положение, при котором создается корректирующий момент относительно продольной оси гироскопа. Этот корректирующий момент заставит прецессировать гироскоп вокруг поперечной оси до тех пор, пока главная ось не установится снова в вертикальное положение.

Аналогичным образом при поперечном крене будет работать маятниковый переключатель *1*, замыкая контакты переключателя *3* с минусом электросети и тем самым включая катушки *I* или *III*.

Чувствительность корректора электрического авиагоризонта определяется расстоянием между контактами переключателя. Обычно это расстояние таково, что максимальный угол α_0 отклонения гироскопа, при котором происходит замыкание, равен около 15′—20′ (около 0,3°).

Скорость восстановления гироскопа из завалов определяется отношением разности между корректирующим моментом и суммой моментов трения и несбалансированности к величине кинетического момента гироскопа, т. е.

$$\omega = \frac{M_{кор} - m}{J\Omega}, \tag{240}$$

где ω — угловая скорость прецессии;
$M_{кор}$ — корректирующий момент;
m — алгебраическая сумма моментов трения и несбалансированности;
J — момент инерции ротора гироскопа относительно главной оси вращения;
Ω — угловая скорость вращения ротора гироскопа вокруг главной оси.

Время восстановления гироскопа можно определить, если известна величина угла завала гироскопа. Оно будет равно отношению этого угла к скорости прецессии

$$t = \frac{\alpha}{\omega},$$

где α — угол завала гироскопа.

Подставляя вместо ω его выражение из уравнения (240), получим

$$t = \frac{\alpha J\Omega}{M_{кор} - m}. \tag{241}$$

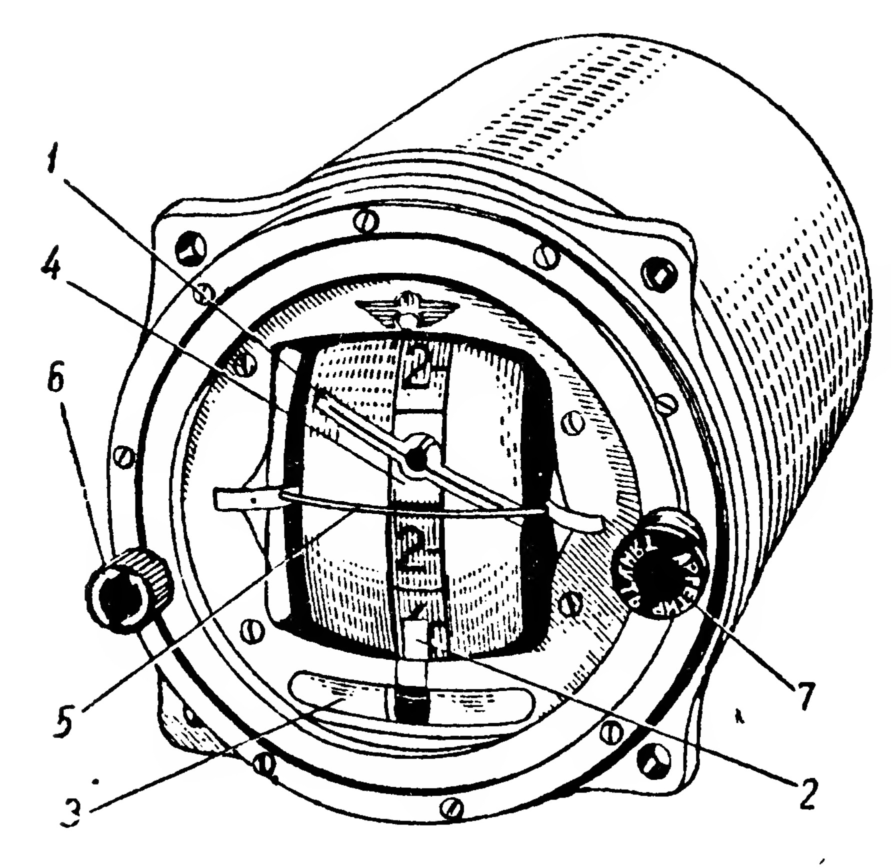
Из уравнения (241) видно, что время восстановления будет тем больше, чем больше угол завала и кинетический момент гироскопа, и тем меньше, чем больше корректирующий момент и чем меньше сумма моментов трения и несбалансированности.

Рассмотренная система коррекции имеет положительное качество, состоящее в возможности получить значительный корректирующий момент путем подбора коррекционного груза *9*.

В то же время эта система обладает существенными недостатками, из которых главными являются:

1. Контактная система переключения обмоток полюсов, что крайне нежелательно в эксплуатации, так как может привести к частым отказам прибора вследствие окисления, загрязнения или подгара контактов.

2. Применение постоянного тока для питания силовой части коррекции наряду с переменным током, который применяется для питания гиромоторов. Это значительно усложняет электрическую схему прибора.



Фиг. 402. Внешний вид авиагоризонта АГК-47Б.

1—силуэт-самолетик; *2*—неподвижный индекс указателя поворота; *3*—указатель крена; *4*—шкала продольных кренов; *5*—неподвижный индекс авиагоризонта; *6*—кремальера; *7*—ручка арретира.

3. Неравномерность распределения масс и разбалансировка гироскопа коррекционным грузом *9*, что может привести при значительных ускорениях к большим погрешностям в показаниях прибора.

4. Большое влияние на девиацию недистанционного магнитного компаса постоянного магнита-ротора, что в ряде случаев исключает возможность их совместного использования на самолете.

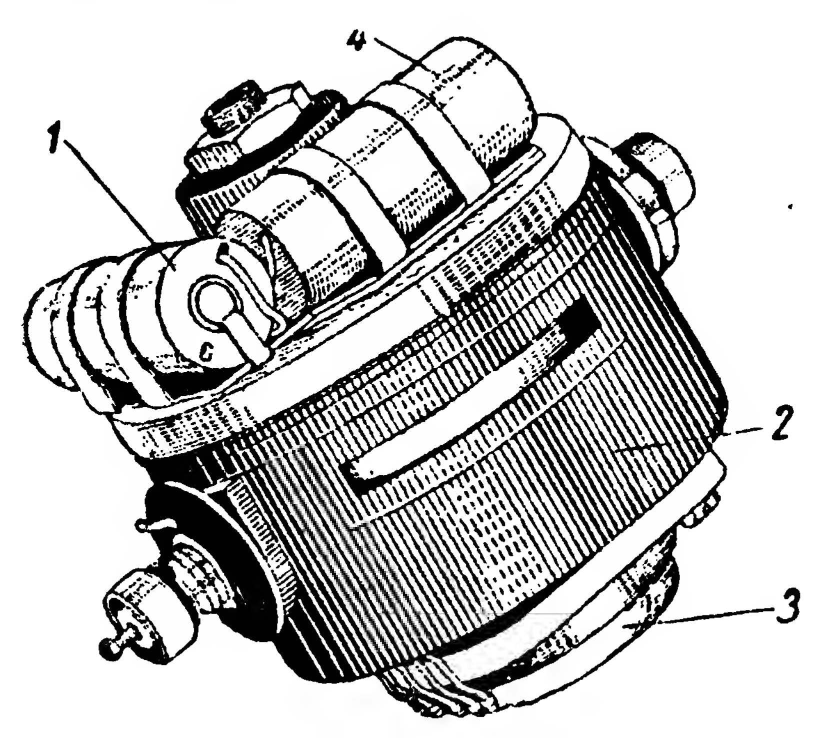
Иная и более совершенная система коррекции применена в электрическом авиагоризонте АГК-47Б.

Этот авиагоризонт (фиг. 402) по устройству гиромоторов ничем существенно не отличается от рассмотренного нами АГК-47А. Принципиальным его отличием является система коррекции, работающая на переменном токе.

В качестве чувствительного элемента корректора, реагирующего на отклонения главной оси гироскопа от вертикали, применяется жидкостный потенциометр *3* (фиг. 403), а силовой частью служат соленоиды *1* продольной и *4* поперечной коррекции.

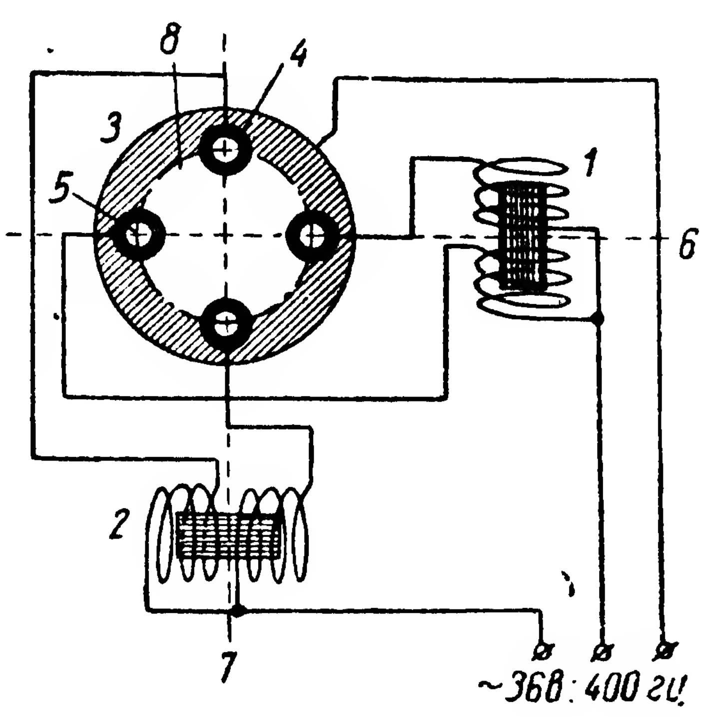
Все корректирующее устройство закреплено на кожухе *2* гиромотора: соленоиды на верхней площадке, а жидкостный потенциометр — на нижней. Принципиальная схема корректора показана на фиг. 404. Корректирующий механизм работает следующим образом. При вертикальном положении главной оси гироскопа рабочие контакты жидкостного потенциометра покрыты одинаковым слоем токопроводящей жидкости, и сопротивления цепей соленоид — потенциометр равны между собой (фиг. 405,*а*). При отклонении главной оси гироскопа от начального (вертикального) положения

жидкостный потенциометр коррекции, представляющий собой небольшой медный, почти полностью заполненный токопроводящей



Фиг. 403. Гиромотор авиагоризонта.

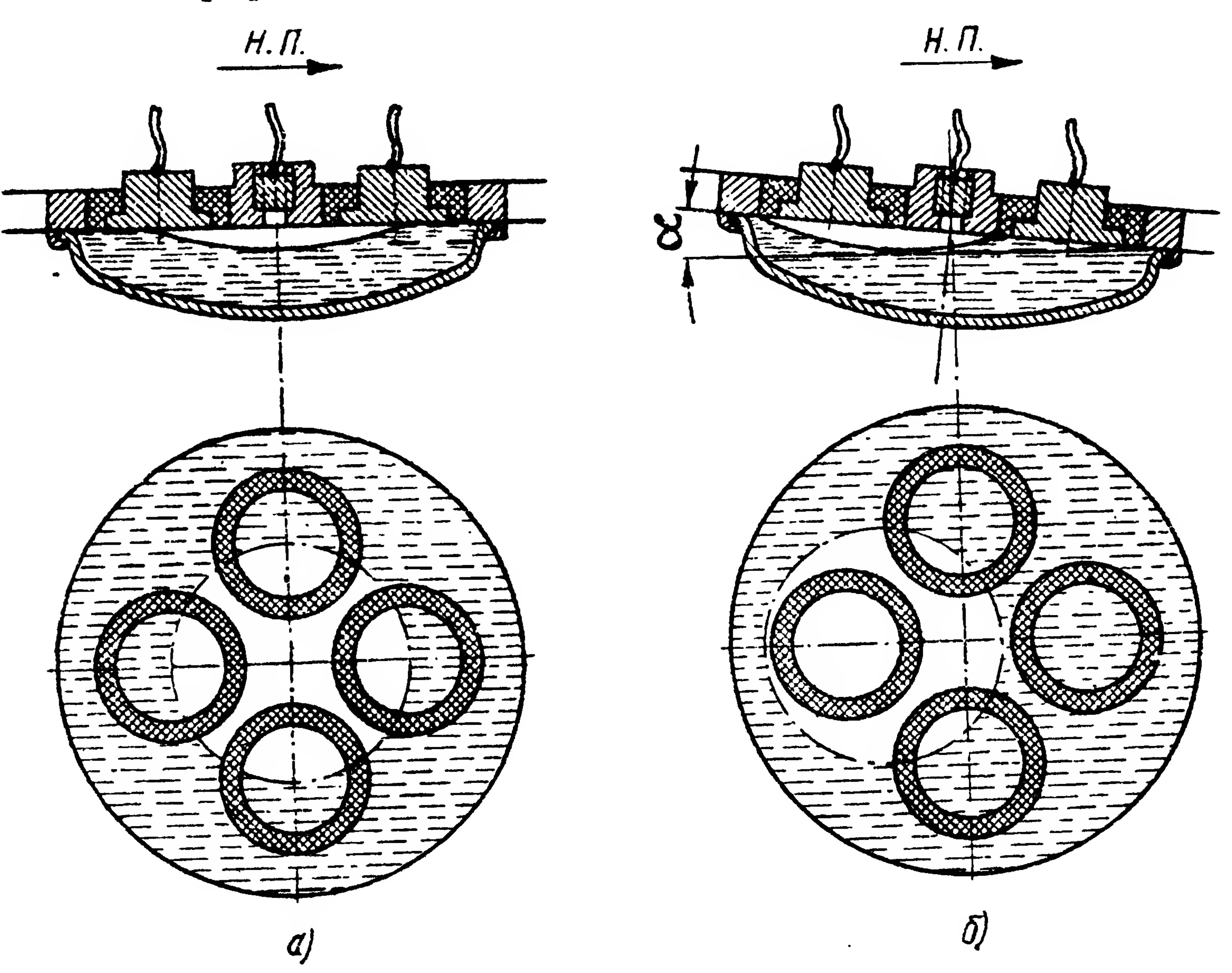
1—соленоид продольной коррекции; *2*—кожух гиромотора; *3*—жидкостный потенциометр; *4*—соленоид поперечной коррекции.



Фиг. 404. Принципиальная схема корректора.

1—соленоид продольной коррекции; *2*—соленоид поперечной коррекции; *3*—жидкостный переключатель; *4* и *5*—контакты переключателя; *6*—продольная ось; *7*—поперечная ось; *8*—токопроводящая жидкость.

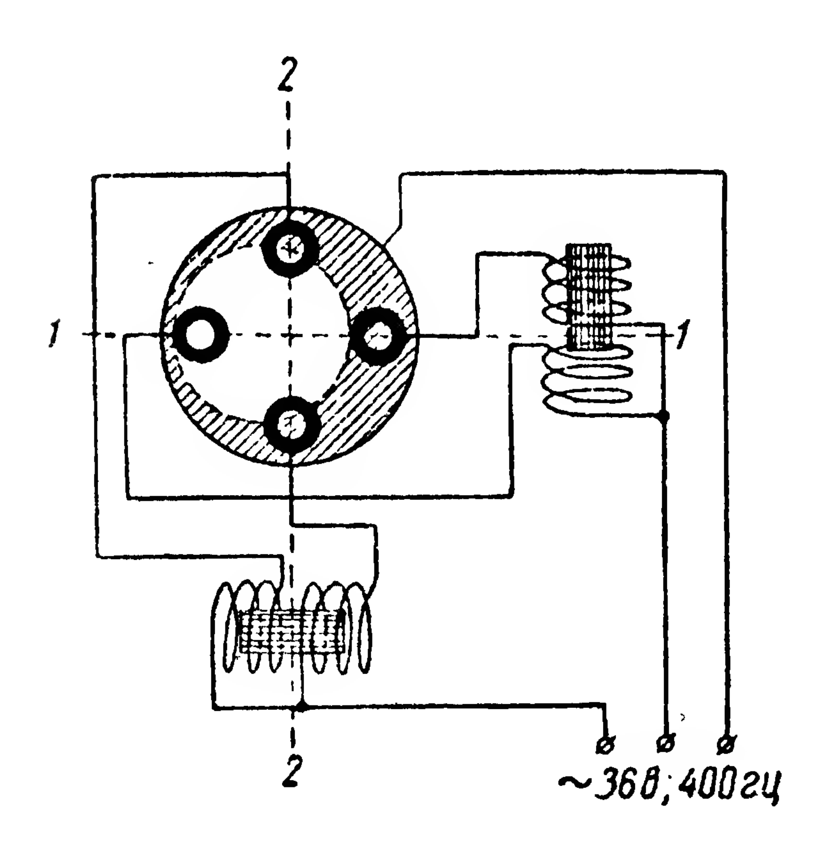
жидкостью сосуд, вызовет перераспределение токов в обмотках соленоидов. Перераспределение токов происходит в результате сме-



Фиг. 405. *а*—положение жидкости в переключателе при горизонтальном полете; *б*—положение жидкости в переключателе при пикировании.

щения токопроводящей жидкости при наклоне потенциметра — переключателя и изменения вследствие этого площади покрытия

этой жидкостью поверхностей контактов. Например, если гироскоп получил продольный крен (фиг. 405,*б*) в сторону пикирования, то токопроводящая жидкость и воздушный пузырек переместятся так, что передний контакт будет больше покрыт жидкостью, а задний окажется менее покрытым, а при значительном крене — вовсе непокрытым. Благодаря этому сопротивление цепи обмотки соленоида, в которую включен передний контакт (более покрытый токопроводящей жидкостью), будет меньше, чем сопротивление цепи, в которую включен задний контакт. Равенство электрических цепей нарушится. Цепь передний контакт — верхняя половина обмотки соленоида — электросеть будет иметь меньшее сопротивление, и по ней потечет ток большей силы, а цепь задний контакт — нижняя половина обмотки соленоида — электросеть будет иметь большее сопротивление, и по ней потечет ток меньшей силы или его совсем не будет, если контакт не будет покрыт токопроводящей жидкостью (фиг. 406).



Фиг. 406. Перемещение соленоида продольной коррекции при пикировании.

Авиагоризонт АГК-47Б предназначен главным образом для маневренных самолетов и потому снабжен специальным арретирующим устройством, служащим для быстрого восстановления гироскопа из завалов при пуске прибора в действие и после выполнения фигур высшего пилотажа.

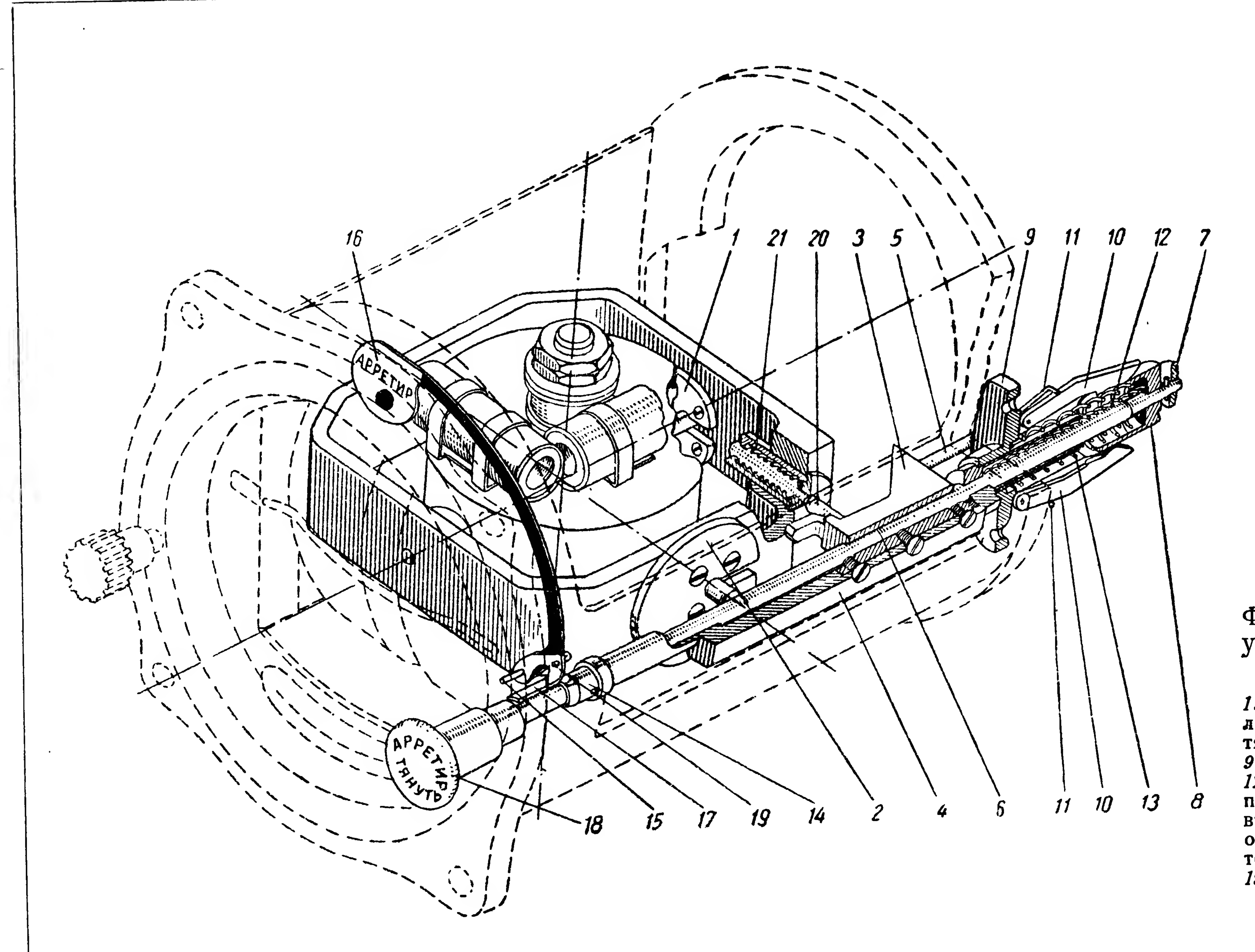
Арретирующее устройство (фиг. 407) состоит из трех кулачков *1, 2* и *3,* направляющей *4* и тяги *6,* на конце которой закреплена рукоятка *18.* Если рукоятку *18* потянуть на себя, то кулачок *3* своим выступом нажмет на кулачок *2* и на толкатель *20,* который в свою очередь нажмет на кулачок *1.* Кулачки *1* и *2,* имеющие вырезы, захватят оси карданного подвеса и поставят их в положение, соответствующее вертикальному направлению главной оси гироскопа.

На фиг. 408 показана принципиальная электрическая схема прибора АГК-47Б. Основными элементами схемы являются преобразователь постоянного тока напряжением 27 *в* в переменный ток частотой 400 *гц* и напряжением 36 *в,* гиромотор указателя поворота, гиромотор авиагоризонта и коррекционное устройство.

Преимуществом этого прибора является отсутствие в корректирующем механизме разрывающихся электрических контактов, а также применение одного рода тока для питания всех цепей прибора, малая неравномерность размещения масс, составляющих гироскоп, хорошая сбалансированность гироскопа и отсутствие в его конструкции постоянного магнита, влияющего на работу магнитного компаса.

К недостаткам авиагоризонта АГК-47Б следует отнести:

1. Недостаточную величину корректирующего момента, приво-

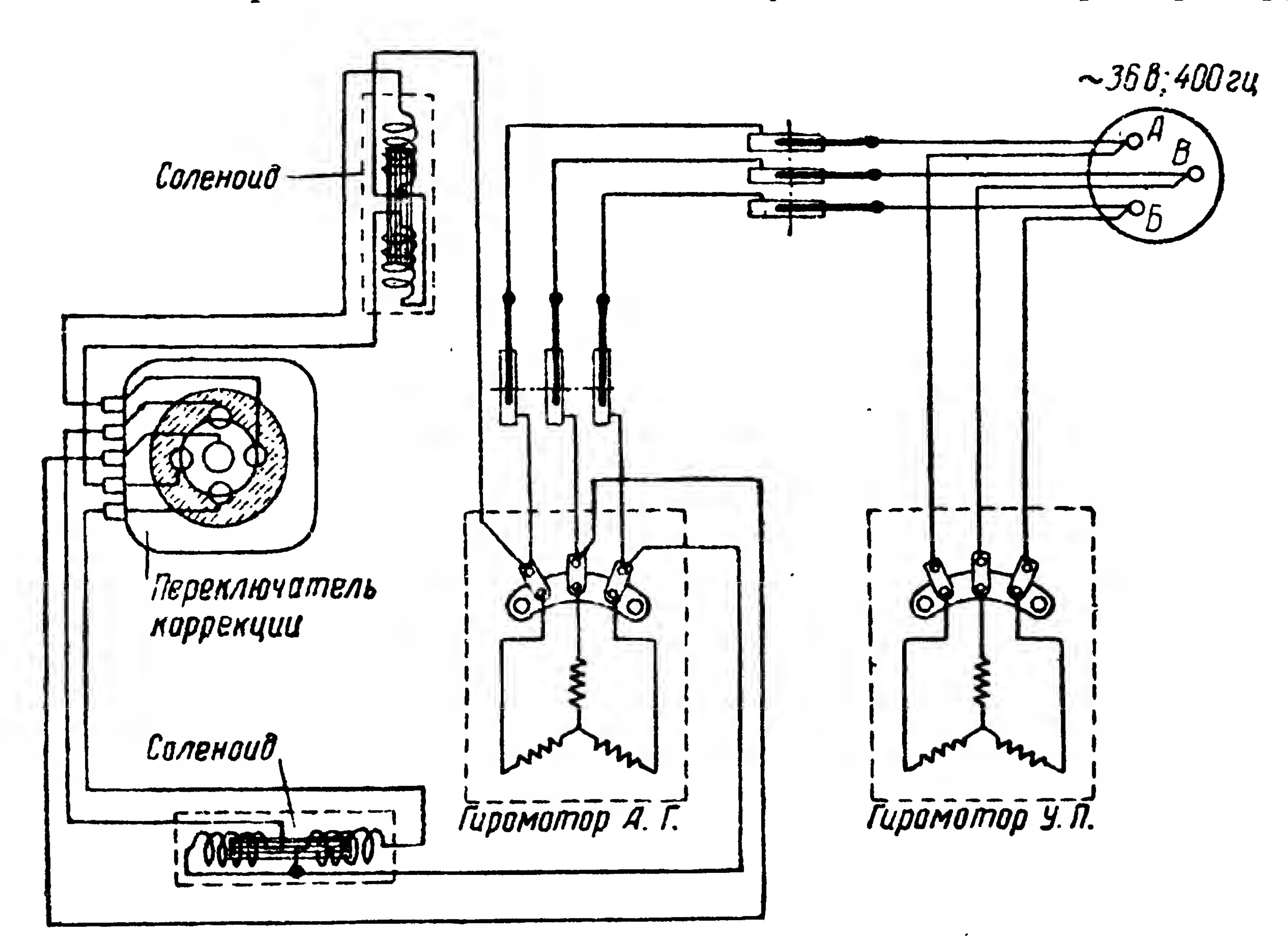


Фиг. 407. Арретирующее устройство авиагоризонта АГК-47Б.

1, *2*, *3*—кулачки; *4*—направляющая тяги; *5*—штифт; *6*—тяга; *7*—грибок; *8*—стакан; *9*—втулка; *10*—защелка; *11* и *12*—пружины; *13*—возвратная пружина; *14*—коническая втулка; *15*—промежуточная ось; *16*—блинкер; *17*—толкатель; *18*—рукоятка арретира; *19*—пружина; *20*—толкатель; *21*—пружина.

дящую к длительному восстановлению гироскопа из завалов и к завалам гироскопа при значительных углах крена самолета.

2. Необеспеченность непрерывности показаний положения самолета относительно поверхности Земли при всех эволюциях самолета в полете. Это привело к необходимости установки на приборе арре-



Фиг. 408. Принципиальная электрическая схема авиагоризонта АГК-47Б.

тира для стопорения гироскопа перед эволюциями, что вносит дополнительную погрешность в работу прибора после разарретирования.

§ 34. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОНАХОЖДЕНИЯ САМОЛЕТА НАД ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

Определение местонахождения самолета над земной поверхностью, или, иначе говоря, определение его географических координат в каждый данный момент полета, представляет собой основную аэронавигационную задачу, решение которой может быть осуществлено с помощью различных аэронавигационных приборов и радиотехнических средств. К числу последних относятся радиополукомпасы, радиокомпасы и радиотехнические приборы, устанавливаемые в настоящее время на всех современных самолетах.

Использование радиотехнических средств для аэронавигации значительно повысило возможность точного определения координат местонахождения самолета. Однако необходимым условием использования самолетных радионавигационных приборов является обеспечение маршрута полета соответствующими наземными радиотехническими средствами (приводными радиостанциями, радиомаяками

и др.). Это часто в значительной мере ограничивает возможность использования самолетных радионавигационных средств и влечет за собой необходимость применения приборов, основанных на не зависящих от наземных технических средств методах определения географических координат самолета при его полете в любых условиях.

Таким методом в настоящее время является метод счисления пути, используемый штурманами. Этот метод основан на использовании показаний некоторых аэронавигационных приборов с последующими вычислениями необходимых величин, определяющих координаты самолета над земной поверхностью.

К числу используемых приборов относятся: указатель скорости, высотомер, оптический визир, магнитный компас и часы.

Работа этих приборов, как известно, не зависит от каких-либо наземных технических средств, что является большим их преимуществом.

Определение местонахождения самолета над земной поверхностью (т. е. его географических координат) методом счисления пути основано на зависимости между линейными и угловыми измерениями на поверхности Земли.

Положение любой точки A на поверхности земного шара определяется двумя величинами: во-первых, расстоянием этой точки от экватора или углом φ между плоскостью экватора и плоскостью, проходящей через точку A и центр Земли O; во-вторых, расстоянием этой точки от главного меридиана или углом λ между плоскостью главного меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через данную точку (фиг. 409). Угол φ называется *широтой* точки A, а угол λ — *долготой* точки A.

В направлении широты (т. е. от экватора к полюсу) зависимость между угловыми и линейными единицами измерения по поверхности Земли выражается очень просто: $1°$ широты соответствует длине меридиана, деленной на 180, а одна угловая минута равна той же длине, деленной на $180 \times 60 = 10\,800$. Таким образом, если принять длину меридиана Земли равной приблизительно 20 000 *км*, то получим $1' = 1{,}852$ *км*.

Соотношения между линейными и угловыми измерениями в направлении долготы зависят от того, на какой параллели находится точка, координаты которой нужно определить, т. е. зависят от широты φ этой точки.

Если радиус окружности Земли в плоскости экватора обозначить буквой R, а радиус круга в плоскости параллели, лежащей на широте φ, через r (фиг. 410) и принять, что Земля представляет собой правильный шар, то найдем, что радиус любой параллели определится через радиус земного шара соотношением

$$r = R \cos \varphi.$$

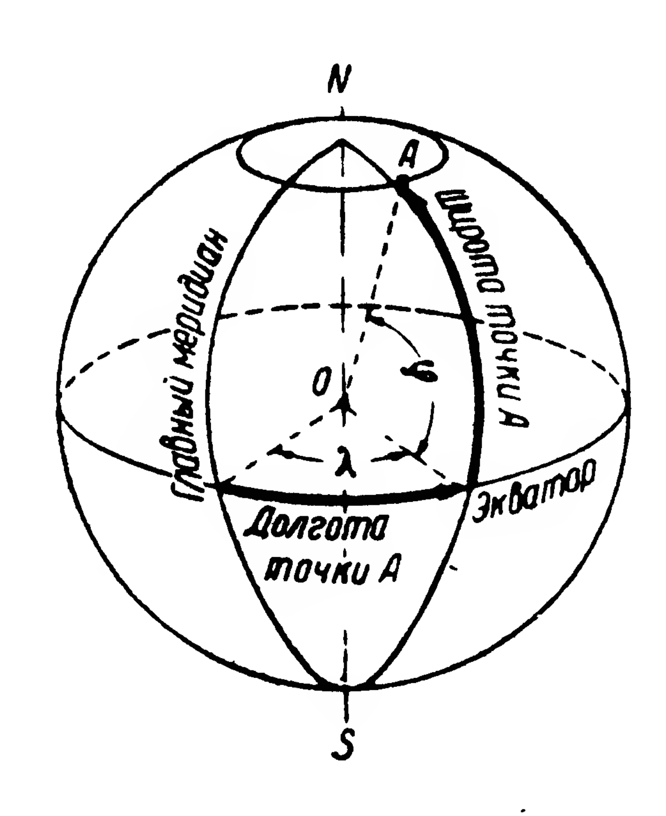
Длина окружности параллели равна

$$2\pi r = 2\pi R \cos \varphi.$$

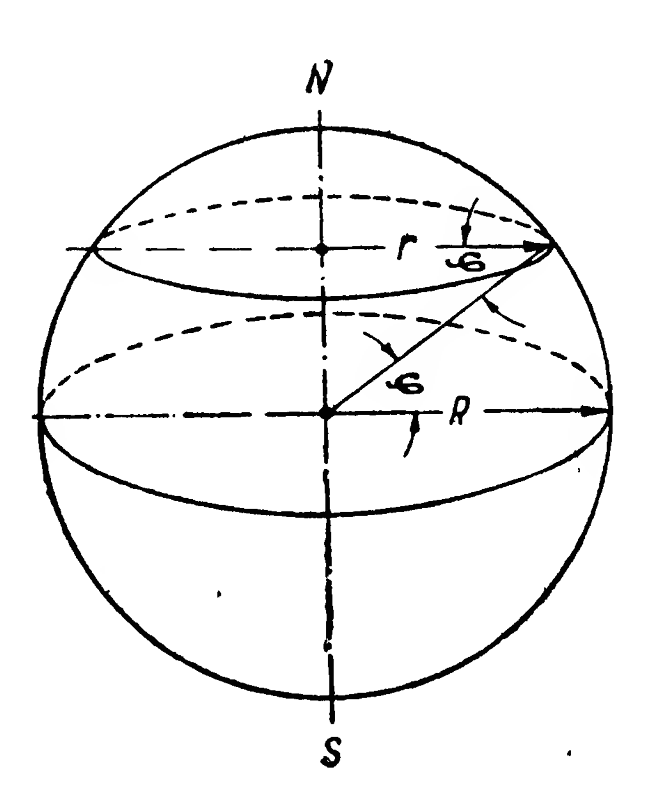
Например, если параллель находится на широте $\varphi=60^\circ$, то радиус параллели будет равен

$$r=R\cos 60^\circ=\frac{R}{2},$$

т. е. радиус такой параллели в два раза меньше радиуса экватора. Это значит, что если на экваторе одна угловая минута равна 1,852 *км*, то на широте $\varphi=60^\circ$ одна минута угла долготы будет равна расстоянию, в два раза меньшему, т. е. $1'=0{,}926$ *км*. Вообще



Фиг. 409. Широта и долгота точки на земном шаре.



Фиг. 410. Зависимость линейных величин в направлении долготы на поверхности Земли от широты места.

для любого угла φ каждой угловой минуте долготы соответствует расстояние по земной поверхности, определяемое соотношением

$$1'_{\varphi}=\frac{2\pi R\cos\varphi}{21\,600}=\frac{1}{\sec\varphi}\,\frac{2\pi R}{21\,600}. \qquad (242)$$

Из уравнения (242) видно, что соотношение между угловыми и линейными единицами в направлении долготы зависит от cos (или sec) угла широты.

Вполне определенная зависимость между линейными расстояниями точки от нулевых положений (экватора и главного меридиана) и координатными углами дает возможность определять географические координаты с помощью счисления пройденного самолетом пути.

Чтобы определить географические координаты местоположения самолета методом счисления пути, достаточно знать две величины: пройденный по заданному курсу путь L и линейную величину D отклонения самолета от заданного курса (фиг. 411).

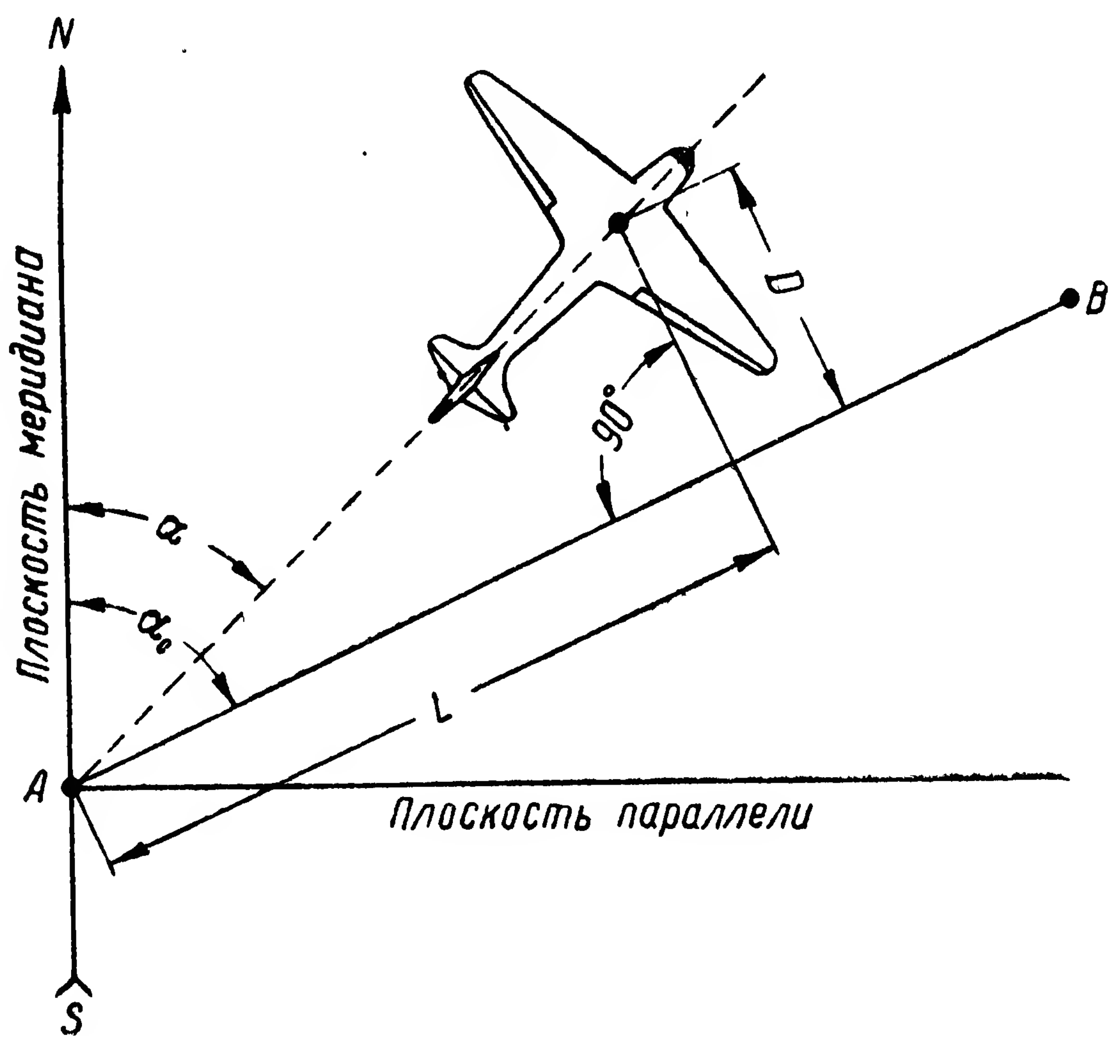
Допустим, что самолет, вылетевший с аэродрома A, должен лететь в пункт B по заданному направлению, определяемому углом α_0, с путевой скоростью $V_п$. Если в процессе полета по каким-либо

причинам (снос ветром, неточность самолетовождения и др.) самолет отклонился от заданного направления и шел фактически по направлению, определяемому углом α, то действительная скорость полета V_L по заданному курсу α_0 определится, как это видно из фиг. 411, равенством

$$V_L = V_п \cos(\alpha_0 - \alpha).$$

Скорость самолета в направлении, перпендикулярном заданному направлению полета, будет равна

$$V_D = V_п \sin(\alpha_0 - \alpha).$$



Фиг. 411. Отклонение самолета от заданного направления полета.

Если самолет движется равномерно, то соответствующие величины пройденного пути за время t по этим направлениям будут равны

$$L = V_п t \cos(\alpha_0 - \alpha), \qquad (243)$$

$$D = V_п t \sin(\alpha_0 - \alpha). \qquad (244)$$

Таким образом, зная путевую скорость, заданный и фактический курс полета, а также время, в течение которого происходил полет, можно периодически вычислять пройденные пути по заданному направлению и по направлению, перпендикулярному заданному. Тем самым можно, следовательно, периодически определять местоположение самолета над земной поверхностью, вычисляя географические координаты, т. е. широту φ и долготу λ, пользуясь ранее указанной зависимостью [уравнения (240), (241) и (244)].

В действительности скорость полета, а в еще большей степени — направление полета редко бывают строго постоянными, и поэтому подсчет величин L и D, а также последующие вычисления геогра-

фических координат φ и λ представляют во время полета значительную трудность. Кроме того, в полете летному экипажу часто бывает необходимо получать данные об этих величинах непрерывно в течение всего времени полета, что можно осуществить только с помощью прибора, автоматически вычисляющего эти величины и дающего возможность в любое время производить отсчет нужных величин на шкале указателя. Такие приборы носят название автоштурманов и навигационных координаторов.

Наши советские конструкторы значительно опередили конструкторов зарубежных стран в разработке таких приборов.

Техническое решение задачи по созданию таких приборов в настоящее время стало вполне возможным благодаря значительному и все растущему уровню современного отечественного приборостроения.

Из уравнений (243) и (244), определяющих пройденные пути по заданному направлению и по направлению, перпендикулярному заданному, следует, что для непрерывного автоматического вычисления этих величин прибор должен состоять из следующих основных элементов:

1. Датчика скорости, измеряющего скорость полета самолета (т. е. величину V).

2. Курсозадатчика и преобразователя координат, называемого координатором, с помощью которого устанавливается заданный курс, а при отклонении от него получаются величины, пропорциональные синусу и косинусу угла отклонения, т. е. величины $\cos(\alpha_0 - \alpha)$ и $\sin(\alpha_0 - \alpha)$.

3. Множительного устройства, автоматически выполняющего математические операции по вычислению произведений $V \cos(\alpha_0 - \alpha)$ и $V \cdot \sin(\alpha_0 - \alpha)$.

4. Суммирующих устройств или так называемых интеграторов, автоматически производящих непрерывное в течение всего времени полета суммирование величин, получаемых от множительного механизма и дающих как результат суммирования величины

$$V \cdot t \cos(\alpha_0 - \alpha) \text{ и } V \cdot t \sin(\alpha_0 - \alpha),$$

т. е. величины L и D.

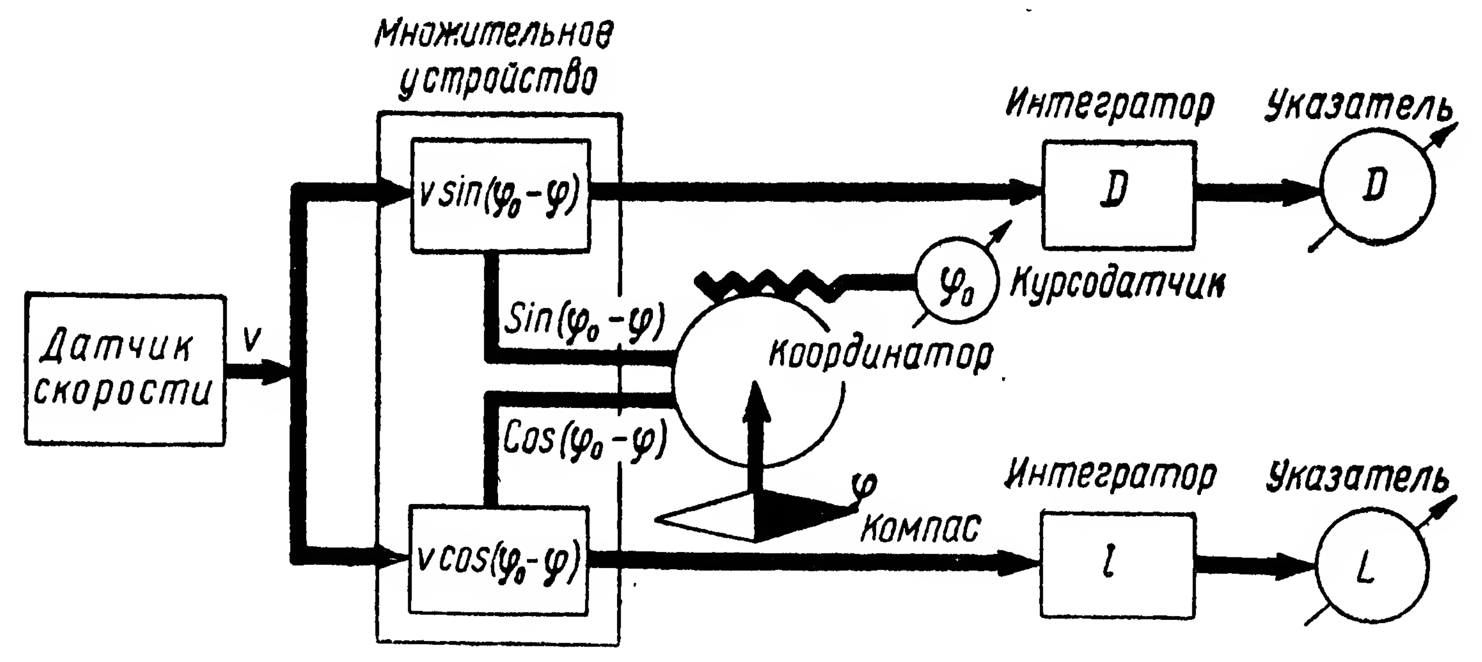
5. Указателей величин L и D, т. е. пройденного пути по заданному и перпендикулярному к нему направлениям.

На фиг. 412 показана скелетная схема такого прибора, который состоит из датчика скорости, множительного устройства, координатора, курсозадатчика, двух интеграторов и двух указателей: пути, пройденного по заданному направлению, и пути, пройденного по направлению, перпендикулярному заданному.

В качестве датчика скорости в современных указателях пройденного пути используются указатели истинной воздушной скорости манометрического или пневматического типа.

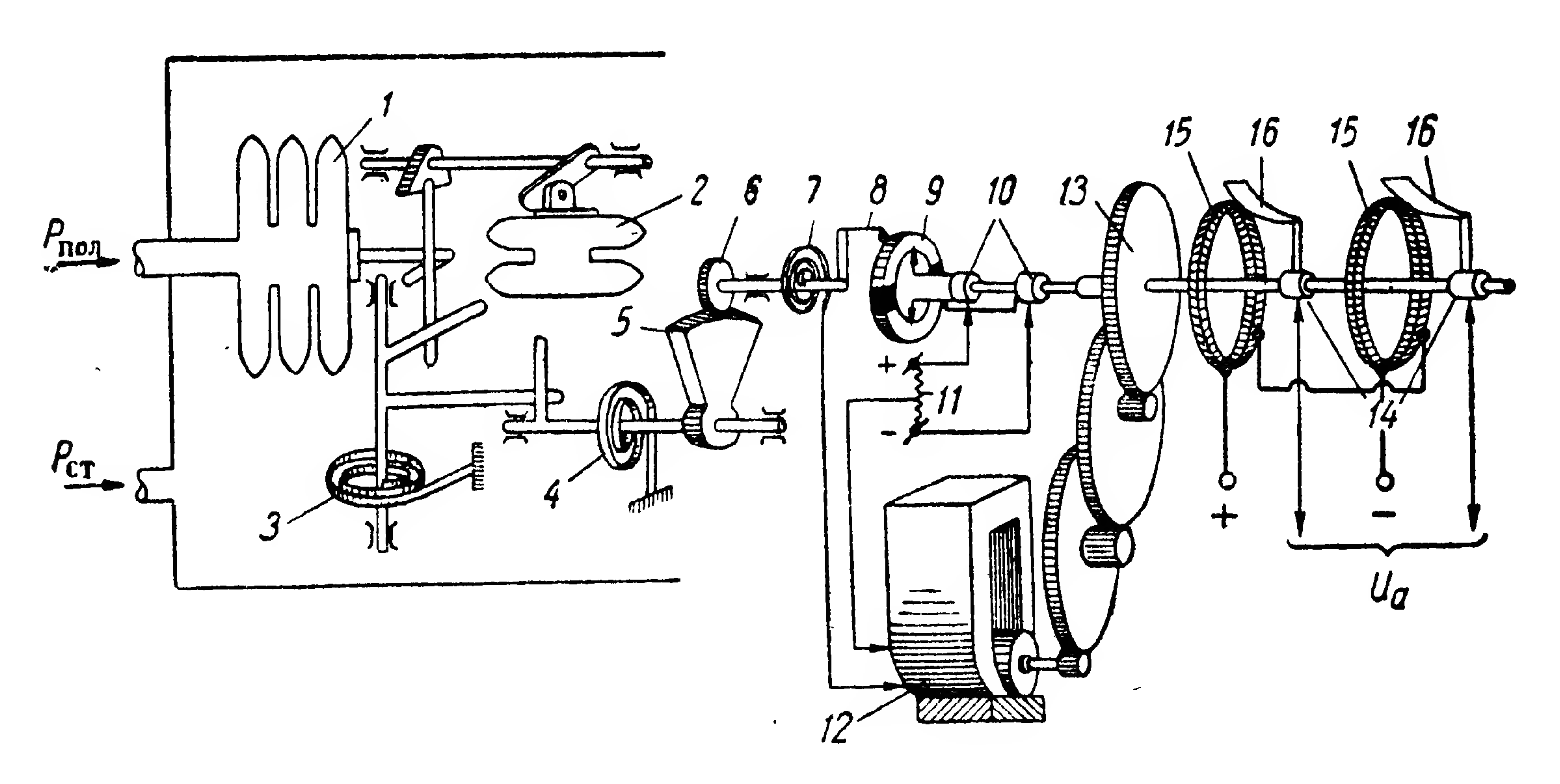
На фиг. 413 дана кинематическая схема манометрического датчика истинной воздушной скорости, который может быть использован в указателе пройденного пути. Этот прибор отличается от

обычного указателя истинной воздушной скорости, рассмотренного в § 27, тем, что в его конструкции предусмотрено преобразование воздушной скорости в пропорциональные величины электрического напряжения.



Фиг. 412. Скелетная схема указателя пройденного самолетом пути.

Датчик воздушной скорости, изображенный на фиг. 413, работает следующим образом. Жесткий центр манометрической коробки *1*, на которую действует полное давление от приемника воздушных давлений (ПВД), соответствующим образом перемещается. Это



Фиг. 413. Манометрический датчик истинной воздушной скорости.

1—чувствительный элемент (манометрическая коробка); *2*—анероидная коробка; *3*—плоская спиральная пружина; *4*—плоская спиральная пружина; *5*—сектор; *6*—трибка; *7*—спиральная пружина; *8*—поводок со щеткой; *9*—контактные полукольца; *10*—контактно-щеточное устройство; *11*—сопротивление; *12*—электродвигатель следящей системы; *13*—система зубчатых колес; *14*—контактно-щеточное устройство; *15*—потенциометры; *16*—щетки.

перемещение передается через систему передач сектору *5* и от него трибке *6*.

На оси трибки укреплен поводок со щеткой *8*, которая устанавливается на одном из полуколец *9* при уменьшении или увеличении скорости полета или находится в промежуточном положении,

если скорость полета постоянна. К полукольцам 9 подводится напряжение от бортовой сети постоянного тока через контактно-щеточное устройство *10,* причем к одному полукольцу подводится плюс, а к другому минус сети. Один вывод малоинерционного двигателя постоянного тока *12* включен в сеть через спиральную пружину *7* и щетку *8,* а второй подводится к средней точке сопротивления *11.* Благодаря такому включению электродвигатель *12* вращается в ту или иную сторону в зависимости от того, на каком (минусовом или плюсовом) полукольце стоит щетка *8.* Когда щетка *8* находится на изоляционном промежутке, разделяющем полукольца *9,* электродвигатель не вращается.

Таким образом, полукольца *9,* щетка *8* и двигатель *12* составляют следящую систему. Эта следящая система оказалась необходимой, потому что вращающий момент, получаемый от упругого чувствительного элемента *1,* недостаточен для поворота оси, на которой установлены щетки *16,* снимающие напряжения с потенциометров *15.* С помощью того же электродвигателя *12* щетки *16* устанавливаются на потенциометрах *15* соответственно скорости самолета, и напряжение U_a, снимаемое этими щетками, будет пропорционально истинной воздушной скорости, т. е.

$$U_a = k_1 V_{\text{ист}}, \qquad (245)$$

где k_1 — коэффициент пропорциональности;

$V_{\text{ист}}$ — истинная воздушная скорость самолета.

Другим, также не менее сложным датчиком истинной воздушной скорости, широко применяемым в указателях географических координат, является пневматический датчик, принципиальная схема которого изображена на фиг. 414.

Этот датчик также работает от приемника воздушных давлений и состоит из чувствительного пневмоэлектрического реле *1,* пневмонасоса *2*, реле *3*, управляющего работой электродвигателя *4* и редуктора *5.*

Пневмореле *1* имеет три камеры *А, В* и *С,* разделенные мембранами. Камера *А* соединена с системой полного давления ПВД, камера *В* — с системой статического давления и камера *С* — с нагнетающим насосом.

В камере *С* помещено контактное устройство, управляющее работой электрического реле *3* и через него электродвигателем *4.*

Величина прогиба мембраны *А* пневмоэлектрического реле зависит только от величины динамического давления ($p_{\text{дин}}$), так как полное давление ($p_{\text{полн}}$), поступающее в камеру *А,* алгебраически складывается со статическим давлением ($p_{\text{ст}}$), поступающим в камеру *В,* т. е. для каждой высоты будет иметь место равенство

$$p_{\text{дин}} = p_{\text{полн}} - p_{\text{ст}}.$$

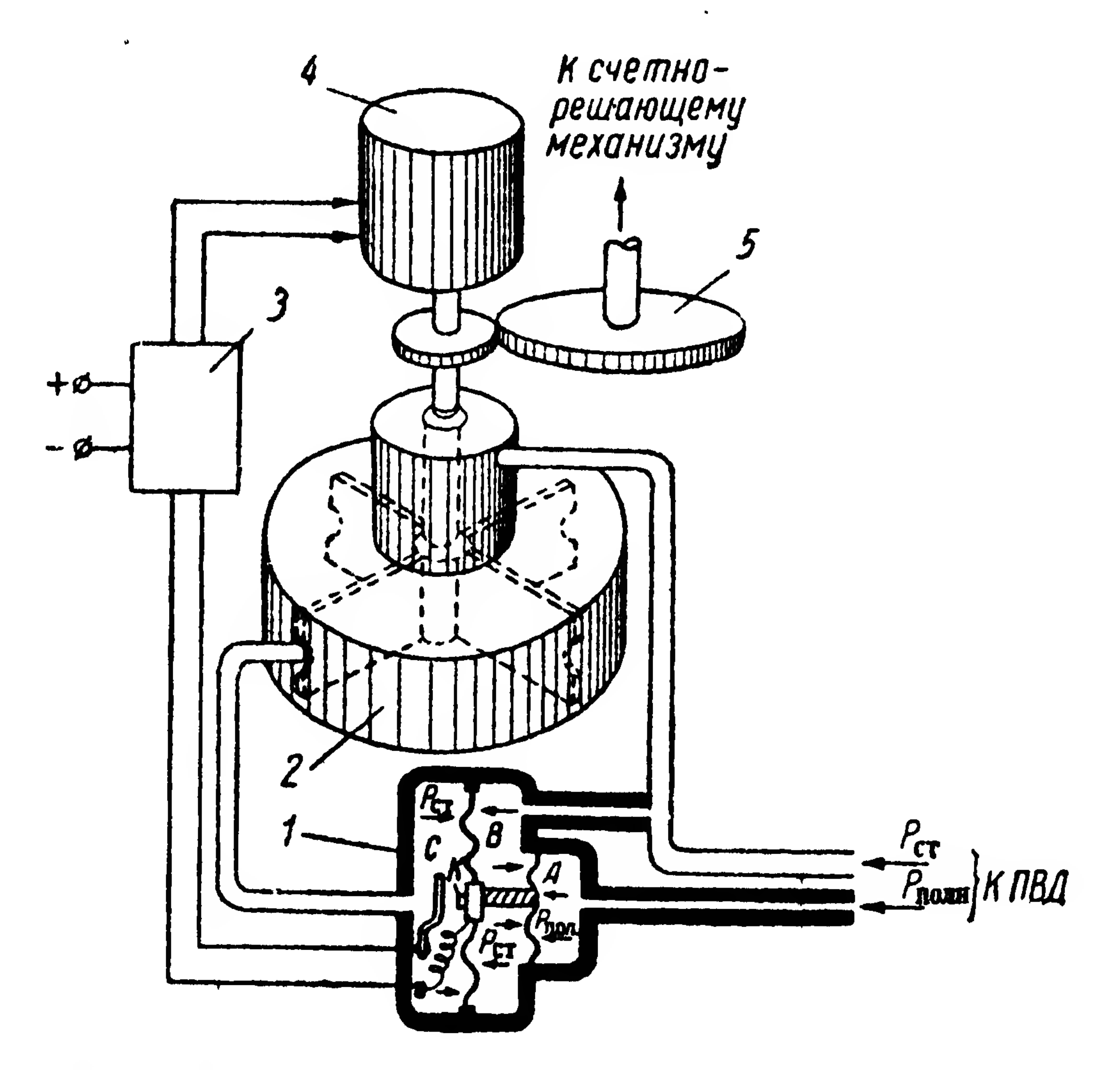
Следовательно, деформация мембраны камеры *А* на данной высоте полета будет всегда пропорциональна воздушной скорости самолета.

Мембрана камеры *В* будет находиться под действием двух дав-

лений: давления p_c, поступающего от центробежного нагнетателя 2 в камеру C, и давления $p_{ст}$, поступающего в камеру B от ПВД. Давление p_c, создаваемое нагнетателем 2, слагается из двух давлений: статического давления $p_{ст}$, всегда имеющегося внутри корпуса нагнетателя, независимо от того, вращается крыльчатка его или нет, и давления $p_н$, создаваемого только нагнетателем, т. е.

$$p_c = p_н + p_{ст}.$$

Но так как со стороны камеры B на мембрану действует давление $p_{ст}$, направленное противоположно давлению p_c, то мембрана



Фиг. 414. Пневматический датчик истинной воздушной скорости.

1—пневматическое реле; 2—нагнетающий насос; 3—электрическое реле; 4—электродвигатель; 5—редуктор.

камеры B будет всегда находиться только под действием давления $p_н$, создаваемого собственно нагнетателем при его работе.

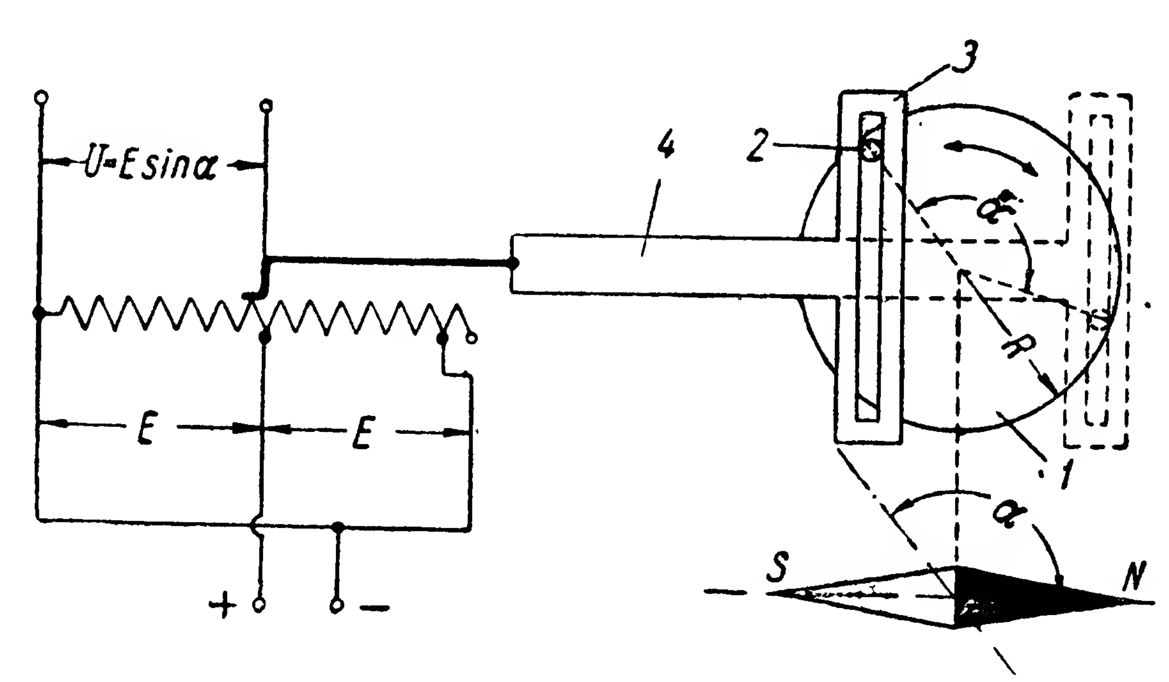
В итоге мембраны обеих камер будут всегда находиться под действием двух противоположно направленных давлений: давления $p_{дин}$, действующего со стороны камеры A, и давления $p_н$, действующего со стороны камеры C.

Предположим, что самолет взлетел, развил некоторую скорость V, при которой под действием динамического давления мембраны прогнутся и контакты K пневмоэлектрического реле замкнутся. Благодаря этому электромагнитное реле сработает и замкнет цепь электродвигателя 4, который приведет во вращение крыльчатку нагнетателя 2, развивая число оборотов, при котором нагнетатель создает в камере C пневмоэлектрического реле 1 давление, достаточное для размыкания контактов K.

После размыкания контактов K число оборотов электродвигателя 4 уменьшится, что приведет к уменьшению давления в камере

C и к очередному замыканию контактов K. Таким образом, двигатель 4 будет работать в неустановившемся режиме, и число оборотов его будет колебаться около некоторой средней величины. Очевидно, в момент размыкания контактов K давление $p_н$ должно быть немного больше $p_{дин}$, а в моменты замыкания немного меньше. Среднее же значение $p_н$ должно быть равно $p_{дин}$. Следовательно, среднее значение числа оборотов электродвигателя 4 всегда пропорционально динамическому давлению $p_{дин}$, т. е. воздушной скорости самолета.

Как известно (см. § 27) динамическое давление зависит от воздушной скорости самолета и плотности воздуха $\rho_н$, изменяющейся



Фиг. 415. Механическое синусное устройство.

с изменением высоты полета. В такой же мере и среднее число оборотов $n_{ср}$ электродвигателя 4 будет зависеть от плотности воздуха $\rho_н$, а следовательно, это число оборотов пропорционально истинной воздушной скорости самолета

$$n_{ср} = k_2 V_{ист}, \tag{246}$$

где k_2 — коэффициент пропорциональности;

$V_{ист}$ — истинная воздушная скорость самолета.

Из двух рассмотренных датчиков истинной воздушной скорости первый нашел практическое применение в электрических указателях пройденного пути, второй — в механических указателях координат.

Преобразователь координат или координатор. Координатор предназначен для преобразования угла отклонения самолета от заданного курса в величины, пропорциональные синусу и косинусу этого угла. Эта задача может быть выполнена таким механизмом, у которого какая-либо величина изменяется по синусоидальному (или косинусоидальному) закону.

Существует несколько различных устройств, которые применяются или могут быть применены для этой цели в указателях координат.

На фиг. 415 изображена принципиальная схема механического синусного устройства, состоящего из диска 1 с кривошипом 2 и рамки 3 с тягой 4. Если диск 1 жестко связать с самолетом, то при

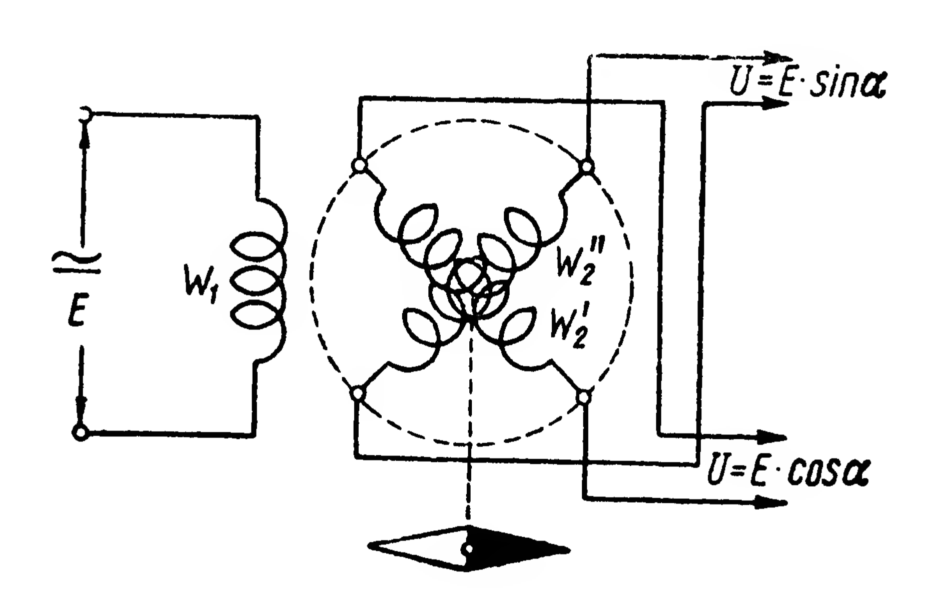
поворотах последнего он будет увлекать за собой рамку 3 и тягу 4. Продольное перемещение тяги будет всегда пропорционально синусу угла поворота диска и равно $R \sin \alpha$, где α — угол отклонения продольной оси самолета от оси магнитной системы прибора, а R — радиус вращения кривошипа 2.

Если тягу 4 связать с ползуном какого-либо потенциометра, то можно изменять напряжения по синусоидальному закону:

$$U = E \sin \alpha, \tag{247}$$

где U — разность потенциалов, снимаемая с потенциометра;
E — напряжение в электросети;
α — угол отклонения продольной оси самолета от направления оси магнитной системы.

Электрические напряжения, пропорциональные синусу или косинусу угла поворота, можно получить с помощью индукционной системы, работающей на переменном токе (фиг. 416). Эта система представляет собой трансформатор с неподвижной первичной обмоткой W_1 и двумя взаимно перпендикулярными вторичными обмотками W_2' и W_2'', которые, вращаясь, могут изменять свое положение относительно первичной обмотки, жестко связанной с магнитной системой, располагающейся в плоскости магнитного меридиана Земли. Получаемые при этом напряжения с выводных клемм вторичных обмоток пропорциональны синусу или косинусу угла поворота



Фиг. 416. Индукционное синусное устройство.

$$U_{и} = E \sin \alpha \quad \text{или} \quad U_{и} = E \cos \alpha. \tag{248}$$

В преобразователях координат, работающих на постоянном токе, для получения синусоидального изменения напряжения можно использовать кольцевые потенциометры, у которых сопротивление между точками включения питающих проводов меняется по синусоидальному закону. Этот закон изменения сопротивления может быть осуществлен или путем использования профилированных потенциометров или путем шунтирования обычных кольцевых потенциометров, т. е. подбором параллельно включенных к потенциометру таких сопротивлений r_1, $r_2 \dots r_n$, при которых сопротивление потенциометра будет изменяться приблизительно по закону синуса.

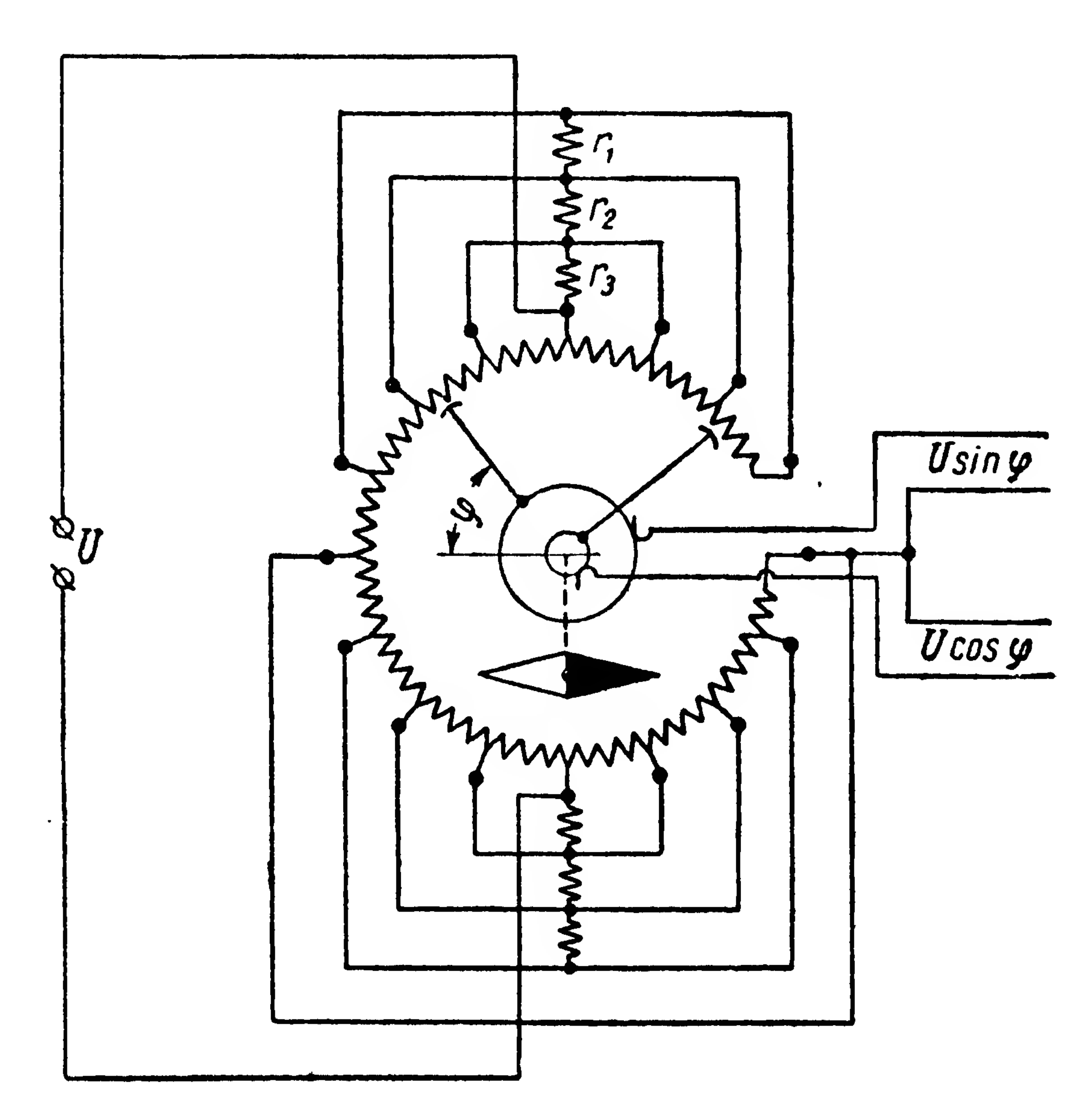
На фиг. 417 изображена принципиальная схема такого потенциометра. При достаточно большом количестве параллельно включенных сопротивлений потенциал на поверхности потенциометра будет изменяться приблизительно по закону, выражаемому уравнением

$$U_{п} = E \sin \alpha, \tag{249}$$

где $U_п$ — потенциал, снимаемый с потенциометра;
E — напряжение питания потенциометра;
α — угол поворота ползунка относительно точки включения питающего провода.

Указанные выше синусные устройства не исчерпывают всех существующих устройств, с помощью которых возможно преобразование угла поворота в величины, пропорциональные синусу или косинусу этого угла.

В частности, существуют еще так называемые импульсные координаторы, коллекторные и др., которые здесь не рассматриваем



Фиг. 417. Потенциометрическое синусное устройство.

ввиду того, что эти системы пока в отечественном авиационном приборостроении практического применения не нашли.

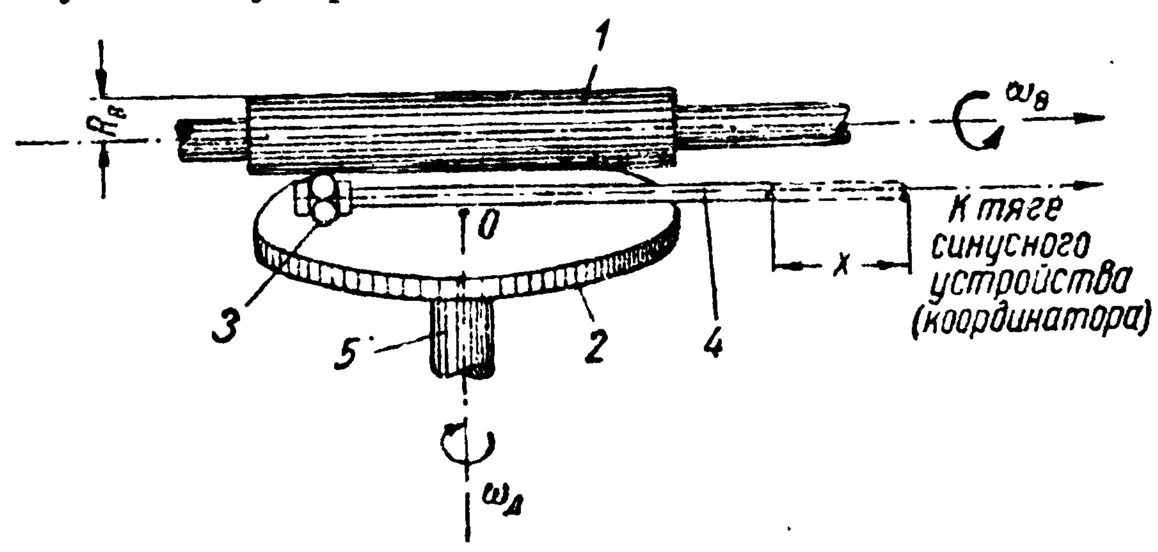
Множительные устройства в приборах-указателях пройденного пути или в навигационных координаторах (указателях географических координат) служат для автоматического выполнения математических операций по вычислению произведений $V\cos\beta$ и $V\sin\beta$, где V — истинная воздушная скорость самолета, а β — угол отклонения самолета от заданного направления полета (т. е. $\alpha_0 - \alpha = \beta$).

В автоштурманах и навигационных координаторах с механическим счетно-решающим устройством датчик скорости обычно выполняется по схеме фиг. 414, а синусный механизм — по схеме фиг. 415.

Применение датчика по схеме фиг. 414 обеспечивает, как уже было сказано выше, получение на выходном валу редуктора величин угловой скорости, пропорциональных истинной воздушной скорости

самолета, а механическое синусное устройство типа, изображенного на фиг. 415, преобразует тригонометрические функции угла поворота в пропорциональные им величины продольного перемещения тяги *4*.

Для автоматического вычисления произведений величин, получаемых от такого датчика истинной воздушной скорости и такого координатора, применяется множительное устройство фрикционного типа (фиг. 418). Валик *1* и диск *2* связаны через шарики *3*, положение которых относительно центра *O* диска *2* может изменяться в зависимости от перемещения стержня *4*, связанного с тягой механического синусного устройства.



Фиг. 418. Множительное устройство фрикционного типа.

Если в то же время валик *5* диска *2* будет связан с выходным валиком редуктора датчика истинной воздушной скорости, то скорость вращения валика *1* будет зависеть от двух величин: от скорости вращения диска *2* и от расстояния шариков *3* от центра диска *O*. Поскольку положение шариков зависит от перемещения тяги синусного устройства, то и скорость вращения валика *1* будет зависеть от величины этого перемещения.

Допустим, что радиус вращения кривошипа синусного механизма равен R (см. фиг. 415), угол отклонения самолета от заданного направления полета β, а перемещение тяги равно X (фиг. 418). Величина этого перемещения равна

$$X = R \sin \beta. \tag{250}$$

Скорость вращения диска *2* пропорциональна истинной воздушной скорости самолета, т. е.

$$\omega_д = k V_{ист}, \tag{251}$$

где k — коэффициент пропорциональности;

$\omega_д$ — угловая скорость вращения диска;

$V_{ист}$ — истинная воздушная скорость самолета.

Зависимость скорости вращения валика *1* от скорости вращения диска *2* определяется соотношением

$$\omega_в = \frac{X}{R_в} \omega_д, \tag{252}$$

где $\omega_в$ — угловая скорость вращения валика;

$R_в$ — радиус валика *1*;

X — расстояние центра шарика от центра диска.

Если в уравнение (252) вместо $\omega_д$ и X подставить их значения из уравнений (250) и (251), то получим

$$\omega_в = \frac{Rk}{R_в} V_{ист} \sin\beta.$$

Величины R, k и $R_в$ для данной конструкции датчика скорости, синусного и множительного устройств являются постоянными. Поэтому величину $\frac{Rk}{R_в}$ можно обозначить одной буквой k_3, представляющей собой коэффициент пропорциональности, зависящий от геометрических соотношений элементов передачи движений. Следовательно, можно написать

$$\omega_в = k_3 V_{ист} \sin\beta. \tag{253}$$

Устройство, изображенное на фиг. 418, может быть использовано для умножения истинной воздушной скорости на величину тригонометрической функции угла, что и требуется для определения пройденных расстояний по заданному направлению полета и по направлению, перпендикулярному заданному.

В случае применения потенциометрического координатора, изображенного на фиг. 417, и датчика, показанного на фиг. 413, умножение осуществляется значительно проще. Для этого достаточно, чтобы напряжение, подводимое к потенциометру координатора, было пропорционально истинной воздушной скорости. При этом разность потенциалов, снимаемая с потенциометра координатора, будет пропорциональна скорости полета самолета и углу β отклонения самолета от магнитного меридиана, т. е.

$$U_к = U_a \sin\beta, \tag{254}$$

где $U_к$ — напряжение, снимаемое с потенциометра координатора;

U_a — напряжение, получаемое от датчика скорости.

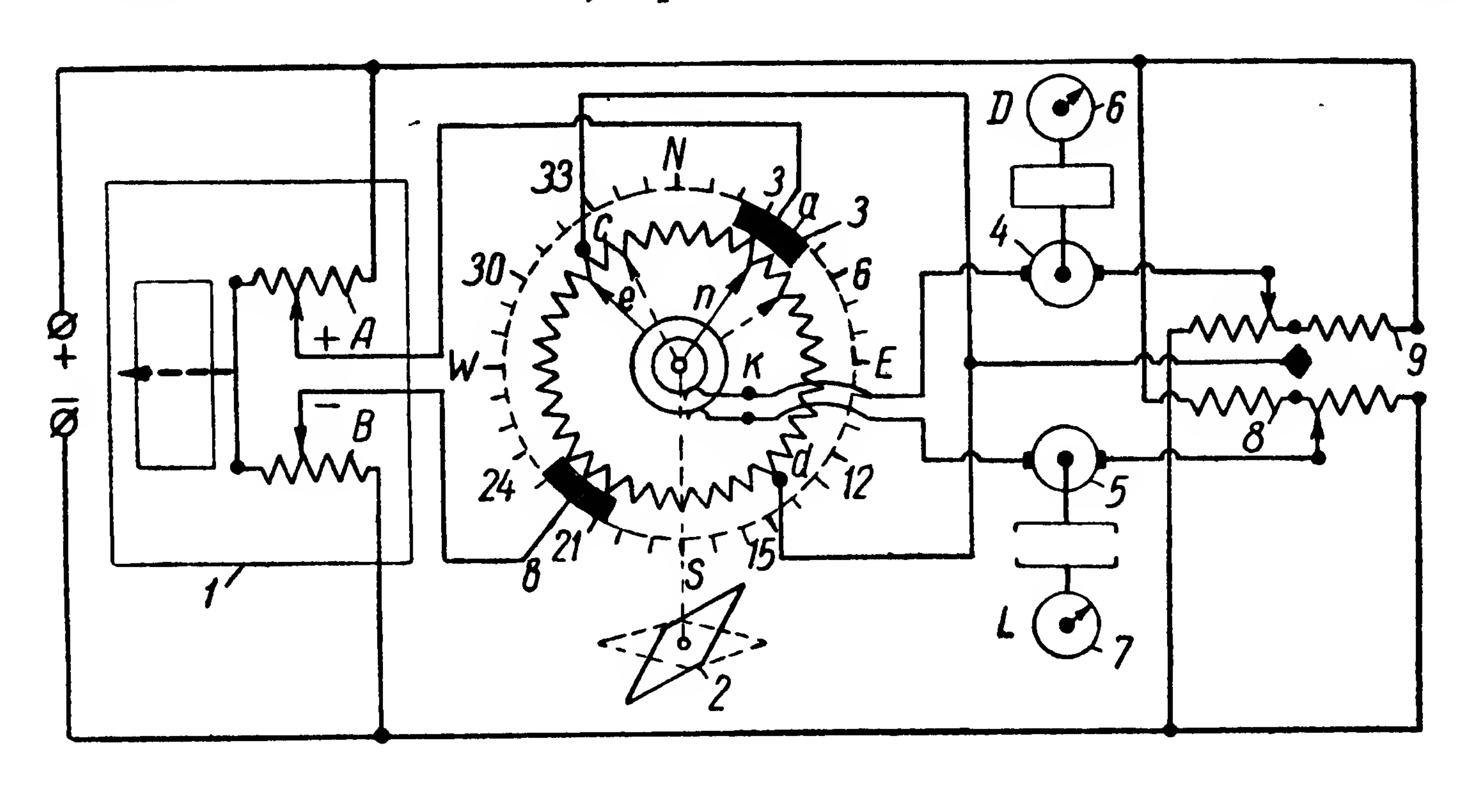
Заменив в этом уравнении величину U_a ее значением из уравнения (245), получим

$$U_к = k_1 V_{ист} \sin\beta. \tag{255}$$

Суммирующие устройства (интеграторы). Для суммирования величин, получаемых от множительного устройства фрикционного типа, используется счетчик оборотов.

В случае когда применяется потенциометрический координатор, а в качестве датчика скорости — манометрический указатель скорости с потенциометрическим выходом, для суммирования величин, получаемых от множительного устройства, применяются специальные электродвигатели, число оборотов которых пропорционально подводимому напряжению.

На фиг. 419 изображена принципиальная электрическая схема указателя пройденного пути. В датчике истинной воздушной скорости *1* имеются потенциометры *A* и *B*, с которых снимается напряжение, пропорциональное истинной воздушной скорости самолета. Это напряжение подводится к двум диаметрально противоположным точкам *a* и *в* потенциометрического координатора *3*. Две щетки *e* и *n* расположены относительно друг друга под углом 90° и обе жестко связаны с магнитной системой *2*, устанавливающейся в плоскости магнитного меридиана места. Потенциометр *3*, будучи жестко связан с самолетом, при отклонении последнего поворачи-



Фиг. 419. Принципиальная электрическая схема указателя пройденного пути.

1—манометрический датчик скорости; *2*—магнитная система; *3*—потенциометрический координатор; *4* и *5*—электродвигатели постоянного тока; *6* и *7*—счетчики и указатели пройденного пути; *8* и *9*—потенциометры для учета поправок на ветер.

вается относительно магнитной системы *2*, а следовательно, и относительно щеток *e* и *n*. Благодаря этому напряжения, снимаемые щетками, будут пропорциональны синусу или косинусу угла отклонения. Если щетка *e* снимает напряжение $U_e = U_a \cos \alpha$, то щетка *n* будет снимать напряжение $U_n = U_a \sin \alpha$ благодаря смещению щеток на 90°.

Напряжения, снимаемые щетками, подаются на электродвигатели постоянного тока *4* и *5*, число оборотов которых пропорционально подводимому к ним напряжению. Счетчик *6*, соединенный через редуктор с выходным валиком электродвигателя *4*, будет указывать пройденный путь *D* по направлению, перпендикулярному заданному, а счетчик *7* — пройденный путь *L* по заданному направлению полета.

Потенциометры *8* и *9* служат для учета поправок на ветер. Это достигается смещением соответствующего подвижного контакта в ту или иную сторону, благодаря чему изменяется распределение потенциала на поверхности потенциометра координатора.

Таблица стандартной атмосферы СА

Высота *м*	Барометрическое давление		Температура T_H °K	Весовая плотность γ *кг/м*³	Массовая плотность ρ_H *кгсек*²/*м*⁴	Относительная плотность $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho}$	$\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$
	p_H *мм* рт. ст.	p_H *мм* вод. ст.					
0	760,00	10332,3	288,00	1,2255	0,124966	1,00000	1,0000
500	715,99	9734,0	284,75	1,1677	0,119073	0,95284	1,0245
1 000	674,07	9164,1	281,50	1,1120	0,113395	0,90741	1,0498
1 500	634,16	8621,4	278,25	1,0584	0,107228	0,96366	1,0760
2 000	596,18	8105,2	275,00	1,0068	0,102664	0,82154	1,1032
2 500	560,07	7614,2	271,75	0,9571	0,097598	0,78100	1,1316
3 000	525,75	7147,6	268,50	0,9093	0,092727	0,74202	1,1609
3 500	493,15	6714,4	265,25	0,8634	0,088043	0,70454	1,1913
4 000	462,21	6283,8	262,00	0,8193	0,083543	0,66853	1,2230
4 500	432,86	5884,8	258,75	0,7769	0,079220	0,63393	1,2560
5 000	405,04	5506,5	255,50	0,7362	0,075071	0,60073	1,2902
5 500	378,68	5148,2	252,25	0,6972	0,071090	0,56887	1,3258
6 000	353,73	5809,0	249,00	0,6597	0,067273	0,53833	1,3629
6 500	330,13	4488,1	245,75	0,6238	0,063615	0,50906	1,4016
7 000	307,82	4184,8	242,50	0,5895	0,060110	0,48101	1,4419
7 500	286,74	3898,3	239,25	0,5565	0,056756	0,45417	1,4838
8 000	266,85	3627,9	236,00	0,5251	0,053546	0,42848	1,5277
8 500	248,10	3372,9	232,75	0,4950	0,050478	0,40393	1,5734
9 000	230,42	3132,6	229,50	0,4663	0,047545	0,38046	1,6212
9 500	213,78	2906,3	226,25	0,4388	0,044745	0,35806	1,6711
10 000	198,12	2693,5	223,00	0,4126	0,042073	0,33668	1,7234
10 500	183,41	2493,5	219,75	0,3876	0,039524	0,31628	1,7781
11 000	169,60	2305,7	216,50	0,3638	0,037086	0,29677	1,8357
11 500	156,73	2130,7	216,5	0,3362	0,034282	0,27433	1,9093
12 000	144,84	1969,1	216,5	0,3107	0,031681	0,25352	1,9861

Продолжение

Высота *м*	Барометрическое давление p_H *мм* рт. ст.	Барометрическое давление p_H *мм* вод. ст.	Температура T_H °К	Весовая плотность γ *кг/м*³	Массовая плотность ρ_H *кгсек*²/*м*⁴	Относительная плотность $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho}$	$\frac{1}{\sqrt{\Delta}}$
12 500	133,85	1819,7	216,5	0,2871	0,029277	0,23428	2,0660
13 000	123,69	1681,6	216,5	0,2653	0,027056	0,21651	2,1491
13 500	114,31	1554,1	216,5	0,2452	0,025003	0,20008	2,2356
14 000	105,64	1436,2	216,5	0,2266	0,023106	0,18490	2,3256
14 500	97,62	1327,2	216,5	0,2094	0,021353	0,17087	2,4192
15 000	90,22	1226,5	216,5	0,1935	0,019733	0,15791	2,5164
15 500	83,37	1133,5	216,5	0,1788	0,018236	0,14593	2,6178
16 000	77,05	1047,5	216,5	0,1653	0,016853	0,13486	2,7231
16 500	71,20	968,0	216,5	0,1527	0,015574	0,12463	2,8327
17 000	65,80	894,6	216,5	0,1411	0,014392	0,11517	2,9467
17 500	60,81	826,7	216,5	0,1304	0,013300	0,10643	3,0652
18 000	56,19	764,0	216,5	0,1205	0,012291	0,09836	3,1886
18 500	51,93	706,0	216,5	0,1114	0,011359	0,09090	3,3168
19 000	47,99	652,5	216,5	0,1029	0,010497	0,08400	3,4503
19 500	44,35	602,9	216,5	0,0951	0,009701	0,07763	3,5891
20 000	40,99	557,2	216,5	0,0879	0,008965	0,07174	3,7336

Аэродинамическая таблица для скоростей до 1000 *км/час*

Скорость *км/час*	Динамическое давление в *мм* вод. ст.		Динамическое давление в *мм* рт. ст.		Скорость *м/сек*
	при 4° C	при 20° C	при 0° C	при 20° C	
0	0	0	0	0	0
5	0,1	0,1	0,01	0,01	1,39
10	0,5	0,5	0,04	0,04	2,78
20	1,9	1,9	0,14	0,14	5,56
30	4,3	4,3	0,32	0,32	8,33
40	7,7	7,7	0,57	0,57	11,11
50	12,1	12,1	0,89	0,89	13,89
60	17,4	17,4	1,28	1,28	16,67
70	23,7	23,7	1,74	1,75	19,44
80	30,9	30,9	2,27	2,28	22,22
90	39,1	39,1	2,88	2,89	25,00
100	48,3	48,4	3,55	3,56	27,78
110	58,5	58,6	4,30	4,32	30,56
120	69,6	69,7	5,12	5,14	33,33
130	81,7	81,9	6,01	6,03	36,11
140	94,8	95,0	6,97	7,00	38,89
150	108,9	109,1	8,01	8,04	41,67
160	124,0	124,2	9,12	9,15	44,44
170	140,0	140,2	10,30	10,34	47,22
180	157,1	157,3	11,55	11,69	50,00
190	175,1	175,4	12,88	12,93	52,78
200	194,1	194,5	14,28	14,33	55,56
210	214,2	214,6	15,75	15,81	58,33
220	235,2	232,7	17,30	17,37	61,11
230	257,3	257,8	18,93	19,00	63,89

Продолжение

Скорость *км/час*	Динамическое давление в *мм* вод. ст.		Динамическое давление в *мм* рт. ст.		Скорость *м/сек*
	при 4° C	при 20° C	при 0° C	при 20° C	
240	280,4	280,9	20,62	20,70	66,67
250	304,5	305,0	22,40	22,48	69,44
260	329,6	330,2	24,24	24,33	72,22
270	355,8	356,4	26,17	26,26	75,00
280	383,0	383,7	28,17	28,27	77,78
290	411,2	411,9	30,24	30,35	80,56
300	440,5	441,3	32,40	32,52	83,33
310	470,8	471,6	34,63	34,76	86,11
320	502,2	503,1	37,94	37,07	88,89
330	534,6	535,6	39,33	39,47	91,67
340	568,2	569,2	41,79	41,94	94,44
350	602,8	603,9	44,34	44,50	97,22
360	638,5	639,6	46,96	47,13	100,00
370	675,2	676,4	49,67	49,85	102,78
380	713,1	714,4	52,45	52,64	105,56
390	752,1	753,4	55,32	55,52	108,33
400	792,2	793,6	58,27	58,48	111,11
410	833,4	834,9	61,30	61,52	113,89
420	875,8	877,3	64,42	64,65	116,67
430	919,3	920,9	67,62	67,86	119,44
440	964,0	965,7	70,90	71,16	122,22
450	1009,7	1011,5	74,27	74,54	125,00
460	1056,7	1058,6	77,72	78,00	127,78
470	1104,8	1106,8	81,26	81,56	130,56
480	1154,2	1156,2	84,89	85,20	133,33
490	1204,3	1206,8	88,61	88,93	136,11

Скорость *км/час*	Динамическое давление в *мм* вод. ст.		Динамическое давление в *мм* рт. ст.		Скорость *м/сек*
	при 4° С	при 20° С	при 0° С	при 20° С	
500	1256,4	1258,7	92,41	92,75	138,89
510	1309,3	1311,7	96,31	96,66	141,67
520	1363,5	1366,0	100,29	100,66	144,44
530	1418,9	1421,4	104,37	104,75	147,22
540	1475,5	1478,1	108,53	108,92	150,00
550	1533,5	1536,2	112,79	113,20	152,78
560	1592,7	1595,5	117,15	117,57	155,56
570	1653,1	1656,0	121,59	122,03	158,33
580	1714,9	1717,9	126,14	126,60	161,11
590	1778,0	1781,1	130,78	131,25	163,89
600	1842,4	1845,6	135,51	136,00	166,67
610	1908,1	1911,4	140,35	140,86	169,44
620	1975,1	1978,6	145,28	145,81	172,22
630	2043,6	2047,2	150,31	150,36	175,00
640	2113,4	2117,1	155,44	156,01	177,78
650	2184,5	2188,4	160,68	161,26	180,56
660	2257,1	2261,1	166,02	166,62	183,33
670	2331,1	2335,2	171,46	172,08	186,11
680	2406,5	2410,8	177,01	177,65	188,89
690	2483,4	2487,8	182,67	183,33	191,67
700	2561,8	2566,3	188,43	189,11	194,44
710	2641,6	2646,2	194,30	195,00	197,22
720	2722,9	2727,7	200,28	201,00	200,00
730	2805,7	2810,6	206,37	207,12	202,78
740	2890,0	2895,1	212,57	213,34	205,56
750	2975,9	2981,2	218,89	219,68	208,33

Скорость *км/час*	Динамическое давление в *мм* вод. ст.		Динамическое давление в *мм* рт. ст.		Скорость *м/сек*
	при 4° С	при 20° С	при 0° С	при 20° С	
760	3063,3	3068,7	225,32	226,14	211,11
770	3152,3	3157,9	231,86	232,71	213,89
780	3242,9	3248,7	238,53	239,40	216,67
790	3335,1	3341,0	245,0	246,20	219,44
800	3429,0	3435,1	252,21	253,13	222,22
810	3524,5	3530,7	259,24	260,18	225,00
820	3621,7	3628,1	266,39	267,35	227,78
830	3720,5	3727,1	273,66	274,65	230,56
840	3821,0	3827,8	281,05	282,07	233,33
850	3923,3	3930,3	288,57	289,62	236,11
860	4027,3	4034,5	296,23	297,30	238,89
870	4133,1	4140,5	304,01	305,11	241,67
880	4240,7	4248,2	311,92	313,05	244,44
890	4350,1	4357,8	319,97	321,13	247,22
900	4461,3	4469,2	328,15	329,34	250,00
910	4574,4	4582,5	336,47	337,69	252,78
920	4689,4	4697,7	344,92	346,17	255,56
930	4806,2	4814,7	353,52	354,80	258,33
940	4925,0	4933,7	362,25	363,57	261,11
950	5045,7	5054,6	371,13	372,48	263,89
960	5168,4	5177,5	380,15	381,54	266,67
970	5293,1	5302,4	389,32	390,74	269,44
980	5419,8	5429,4	398,64	400,09	272,22
990	5548,5	5558,3	408,11	409,60	275,00
1000	5679,3	5689,4	417,74	419,25	277,78

Гипсометрическая таблица

(зависимость давления от высоты)
для высот от 0 до 20 000 *м*

Высота *м*	Давление в *мм* рт. ст. при 0° С		Давление в *мм* рт. ст. при 20° С	
	барометрическое	манометрическое	барометрическое	манометрическое
0	760,00	0	762,76	0
50	755,50	4,50	758,25	4,51
100	751,03	8,97	753,76	9,00
200	742,14	17,86	744,84	17,92
300	733,34	26,66	736,01	26,75
400	742,62	35,33	727,26	35,50
500	715,99	44,01	718,59	44,17
600	707,44	52,56	710,02	52,74
700	698,98	61,02	701,52	61,24
800	690,59	69,41	693,10	69,66
900	682,29	77,71	684,77	77,99
1000	674,07	85,93	676,52	86,24
1500	634,16	125,84	636,46	126,30
2000	596,18	163,82	598,35	164,41
2500	560,07	199,93	562,11	200,65
3000	525,75	234,25	527,66	235,10
3500	493,15	266,85	494,94	267,82
4000	462,21	297,79	463,89	298,87
4500	432,86	327,14	434,44	328,33
5000	405,04	354,96	406,51	356,25
5500	378,68	381,32	380,06	382,70
6000	353,73	406,27	355,02	407,74
6500	330,13	429,87	331,33	431,43

Высота *м*	Давление в *мм* рт. ст. при 0° C		Давление в *мм* рт. ст. при 20° C	
	барометрическое	манометрическое	барометрическое	манометрическое
7 000	307,82	452,18	308,94	453,82
7 500	286,74	473,26	286,79	474,97
8 000	266,85	493,15	267,82	494,94
8 500	248,10	511,90	249,00	513,76
9 000	230,42	529,58	231,26	531,50
9 500	213,78	546,22	214,56	548,20
10 000	198,12	561,88	198,84	563,92
10 500	183,41	576,59	184,08	578,68
11 000	169,60	590,40	170,21	292,55
11 500	156,73	603,27	157,30	605,46
12 000	144,84	615,16	145,37	617,39
12 500	133,85	626,15	134,34	628,42
13 000	123,69	636,31	124,14	638,62
13 500	114,31	645,69	114,73	648,03
14 000	105,64	654,36	106,02	656,74
14 500	97,62	662,38	97,98	664,78
15 000	90,22	669,78	90,54	672,22
15 500	83,37	676,53	83,68	679,08
16 000	77,05	682,95	77,33	685,43
16 500	71,20	688,80	71,46	691,30
17 000	65,80	694,20	66,04	696,72
17 500	60,81	699,19	61,03	701,73
18 000	56,19	703,81	56,40	706,36
18 500	51,93	708,07	52,12	710,64
19 000	47,99	712,01	48,17	714,59
19 500	44,35	715,65	44,51	718,45
20 000	40,99	719,01	41,13	721,63

ЛИТЕРАТУРА

1. Курс физики. Под редакцией Н. Д. Папалекси, Гостехиздат, 1948.
2. Веселовский И. К., Курс механики. Гостехиздат, 1947.
3. Левенсон Л. Б., Теория механизмов. Машгиз, 1948.
4. Пешль Т., Сопротивление материалов. Гостехиздат, 1948.
5. Попов В. С., Электротехника, Госэнергоиздат, 1947.
6. Щипанов Г. В., Теория, расчет и методы конструктирования авиационных приборов. ОНТИ, 1936.
7. Дроздов Ф. В., Детали приборов. Оборонгиз, 1948.
8. Ратц Б. Г., Аэронавигационное оборудование самолета. Оборонгиз, 1941.
9. Браславский Д. А., Логунов С. С., Приборы на самолете. Оборонгиз, 1947.
10. Антипов Е. Ф., Майоров С. А., Косарев П. А., Гироскопические авиационные приборы. Аэрофлот, 1940.
11. Соловьев Я. И., Гироскопические приборы и автопилоты. Оборонгиз, 1947.
12. Шкурин Г. И., Справочник по электроизмерительным и радиоизмерительным приборам. Воениздат, 1950.
13. Арутюнов В. О., Валицкий В. П., Электроизмерительные приборы. Госэнергоиздат, 1947.
14. Калантаров П. Л., Нейман Л. Р., Теоретические основы электротехники. Госэнергоиздат, 1948.
15. Максимов Д. Г., Курс электротехники. Воениздат, 1950.
16. Попов В. К., Элементы электроавтоматики. Машгиз, 1947.
17. Электрические и магнитные измерения. Общий курс. Под общей редакцией профессора Шрамкова. Госэнергоиздат, 1937.
18. Попов В. С., Электротехнические измерения. Изд. 3. Госэнергоиздат, 1947.
19. Касаткин А. С., Электрические измерения. Общий курс. Госэнергоиздат, 1948.
20. Тареев Б. М., Электротехнические материалы. Госэнергоиздат, 1949.
21. Булгаков Б. В., Прикладная теория гироскопов. ГОНТИ, 1939.
22. Журнальные статьи за 1948—1950 гг.

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

Введение 3
Основные термины и определения 7

Глава I

Общие сведения об измерениях на самолете. *(Е. А. Мелкобродов)*

§ 1. Классификация авиационных приборов 10
Классификация по назначению 10
Классификация по принципу действия 12
Классификация по системам питания 12

§ 2. Условия работы приборов на самолете и общие требования к ним . 13

§ 3. Методы измерений и погрешности авиационных приборов 16
Метод прямых измерений 17
Метод косвенных измерений 17
Погрешности авиационных приборов 17
Методические погрешности 18
Инструментальные погрешности 19
Погрешность отсчета 22
Влияние погрешностей авиационных приборов на использование летно-тактических данных самолета 22

§ 4. Условия и методы измерений на самолете 26
Необходимость дистанционных измерений на самолете 26
Методы измерений на расстоянии, применяемые на самолетах . . 27

§ 5. Общие понятия о дистанционных измерительных приборах 29

§ 6. Понятия об основных элементах указателей авиационных приборов . 31

Глава II

Основы механических измерений. *(Ф. А. Горбачев)*

§ 7. Основные параметры, единицы измерений и краткие сведения из механики 35
Понятие о векторах 37
Краткие сведения об основных видах движения 41

Стр.

Относительное и переносное движение. Кориолисово ускорение 47
Сила и ее измерение 50
Давление газов 56

§ 8. Упругие чувствительные элементы 58
Краткие сведения о некоторых свойствах упругих тел 58
Цилиндрические винтовые пружины 64
Плоские спиральные пружины 67
Плоские прямые пружины 68
Биметаллические пружины 69
Упругие чувствительные элементы для измерения давления газов и жидкостей 70
Трубчатые пружины 70
Металлические мембраны, манометрические и анероидные коробки. Сильфоны 73
Основные свойства мембран и мембранных коробок . . . 76
Характеристика мембраны 78
Влияние температуры на характеристики упругих чувствительных элементов 81
Сильфоны 82
Свойства и характеристики материалов, применяемых для изготовления упругих чувствительных элементов 83

§ 9. Передаточно-множительные механизмы 84
Зубчатая передача 85
Червячная передача 94
Шарнирно-рычажные передачи 96
Кривошипно-шатунная передача 96
Кривошипная передача с качающейся кулисой 98
Цепная передача 101
Поводковая передача 103
Кулачковая передача 106
Принцип регулирования передаточно-множительных механизмов 109
Компенсация погрешностей, вызываемых изменением упругости чувствительных элементов и линейных размеров звеньев передаточных механизмов 114

§ 10. Гироскоп и его свойства 117
Свободный гироскоп и его свойства. Составляющие угловой скорости земного вращения 119
Реальный гироскоп с тремя степенями свободы и его свойства . 122

Глава III

Основы электрических измерений. *(Е. А. Мелкобродов)*

§ 11. Электрические и магнитные величины и единицы их измерений . . 132
Системы единиц 132
Электрические и магнитные величины и единицы их измерений . 134

§ 12. Системы электроизмерительных приборов 143
Магнитоэлектрическая система 145

Стр.

Влияние внешних факторов на работу прибора 148
Достоинства, недостатки и область применения 154
Электромагнитная система 157
Влияние внешних факторов на работу прибора 162
Достоинства, недостатки и область применения 163
Электродинамическая и ферродинамическая системы 166
Влияние внешних факторов на работу прибора 171
Достоинства, недостатки и область применения 172
Ферродинамические приборы 173
Тепловая система 174
Достоинства, недостатки и область применения 176
Термоэлектрическая система 177
Достоинства, недостатки и область применения 178
Индукционная система 179
Влияние внешних факторов на работу прибора 185
Достоинства, недостатки и область применения 185

§ 13. Логометры 185
Логометры с подвижными катушками 187
Логометры с подвижным магнитом 194

§ 14. Типовые схемы электрических измерений 199
Измерение тока и напряжения 199
Расширение пределов измерения амперметров и вольтметров . 204
Измерение сопротивлений 206
Мостовые схемы авиационных приборов 216
Измерение частоты 225
Измерение фазового угла и коэффициента мощности 227
Измерение мощности 230
Измерение мощности постоянного тока 230
Измерение мощности переменного тока 234
Краткие сведения об измерительных трансформаторах 235

§ 15. Электрические измерения неэлектрических величин 238
Методы измерения неэлектрических величин электрическими приборами 238
Измерение неэлектрических величин, основанное на использовании изменений электрических параметров схемы прибора . 239
Измерение неэлектрических величин, основанное на преобразовании энергии испытуемого объекта в электрическую 244
Магнитоэлектрический чувствительный элемент для измерения скорости вращения 245

§ 16. Электрические дистанционные передачи 247
Потенциометрические дистанционные передачи на постоянном токе 248
Самосинхронизирующиеся дистанционные передачи на переменном токе 263
Автосины с контактными токоподводами 263
Бесконтактные самосинхронизирующиеся передачи на переменном токе 270

§ 17. Системы дистанционного следящего привода 273

Стр.

§ 18. Свойства и характеристики материалов, применяемых в электроизмерительных приборах . . . 282
Проводниковые материалы . . . 282
Материалы с малым удельным сопротивлением . . . 282
Сплавы высокого сопротивления . . . 283
Изоляционные материалы . . . 284
Ферромагнитные материалы . . . 286
Магнитные материалы с малой коэрцитивной силой . . . 286
Выкосокоэрцитивные магнитные материалы . . . 287

Глава IV

Контроль работы силовой установки. *(Е. А. Мелкобродов)*

§ 19. Измерение давлений в топливной и масляной системах авиадвигателя 289
Гидравлические дистанционные манометры . . . 289
Электрические манометры . . . 294
Манометры с потенциометрической дистанционной передачей по мостовой схеме . . . 294
Манометры с потенциометрической электрической дистанционной передачей с кольцевым потенциометром . . . 301
Электрические манометры с автосинной системой передачи показаний . . . 312

§ 20. Измерение давления в системе наддува авиадвигателя . . . 315

§ 21. Измерение температуры . . . 319
Жидкостные авиационные термометры . . . 322
Электрические термометры сопротивления . . . 327
Термоэлектрические термометры . . . 335

§ 22. Измерение количества топлива . . . 338
Гидростатический бензиномер . . . 339
Поплавковые топливомеры . . . 341
Недистанционные поплавковые топливомеры . . . 342
Дистанционные электрические поплавковые топливомеры . 343
Емкостные топливомеры . . . 352

§ 23. Измерение расхода топлива . . . 356
Расходомеры непрямого действия . . . 358
Расходомеры с переменным проходным сечением . . . 358
Дифференциальные расходомеры . . . 359
Скоростные расходомеры . . . 360
Объемные расходомеры . . . 365

§ 24. Измерение числа оборотов . . . 367
Центробежные тахометры . . . 367
Магнитные тахометры . . . 369
Электрические тахометры . . . 379

§ 25. Комбинированные авиационные приборы . . . 384

Глава V

Пилотажно-навигационные приборы. *(Ф. А. Горбачев)*

§ 26. Измерение высоты полета 387
§ 27. Измерение скорости полета 394
Указатель истинной воздушной скорости 404
Измерение числа M 411
§ 28. Измерение вертикальной скорости полета 411
§ 29. Измерение курса магнитным способом 417
Краткие сведения о земном магнетизме 418
Земной магнетизм 420
Принцип работы магнитного компаса 424
Характеристика компаса 427
Некоторые сведения из теории девиации 429
Ошибки магнитного компаса в полете 433
§ 30. Измерение курса полета с помощью гироскопа 437
Влияние на работу ГПК вращения Земли вокруг собственной оси 439
Влияние движения самолета на работу ГПК 441
Гиромагнитный компас (ГМК) 444
§ 31. Дистанционные компасы 450
Дистанционные магнитные компасы на постоянном токе 452
Дистанционные компасы на переменном токе 455
Дистанционный индукционный компас 456
Электрический дистанционный гиромагнитный компас 462
§ 32. Определение поворота самолета 470
§ 33. Определение положения самолета относительно плоскости горизонта 478
Пневматические авиагоризонты 480
Принцип устройства электрического авиагоризонта 487
Коррекция электрических авиагоризонтов 489
§ 34. Определение местонахождения самолета над земной поверхностью . 496
Приложения 510
Литература 518